

DISEÑO PRELIMINAR Y CONCEPTUAL DE AERONAVE NO TRIPULADA  
PARA MONITOREO DE ACTIVIDAD VOLCÁNICA

PEDRO DAVID BRAVO MOSQUERA  
ALVARO URIBE AGUDELO

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ, D. C.  
2015

DISEÑO PRELIMINAR Y CONCEPTUAL DE AERONAVE NO TRIPULADA PARA  
MONITOREO DE ACTIVIDAD VOLCÁNICA

PEDRO DAVID BRAVO MOSQUERA  
ALVARO URIBE AGUDELO

Trabajo de Grado para optar el título de Ingeniero Aeronáutico

Director  
Alvaro Martins Abdalla  
PhD Proyecto de Aeronaves, EESC-USP

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERÍAS  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ, D. C.  
2015

Nota de aceptación

---

---

---

---

---

---

---

Firma del presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

BOGOTÁ, D. C. 14/01/2015

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores

## AGRADECIMIENTOS

Los autores expresan sus agradecimientos a:

A la Fundación Universitaria Los Libertadores por ser la entidad que nos incentivó a la formación académica, a sus docentes por guiarnos en el aprendizaje de distintas áreas en las cuales nos podemos dar a conocer por medio de nuestras capacidades.

Los mayores agradecimientos a la Escuela de Ingeniería De São Carlos (EESC) de la Universidad de São Paulo, por albergarnos como estudiantes de intercambio y permitirnos adquirir más conocimiento durante nuestra estadía.

Al Profesor Doctor Álvaro Martins Abdalla, por ser nuestro motivador principal, quien entregó de su sabiduría, esfuerzo y tiempo para orientarnos en este proyecto.

Al profesor Doctor Hernán Darío Cerón Muñoz por ser motivador constante para obtener buenos resultados.

Finalmente al Ingeniero Jonathan Solarte Pineda, quien se caracterizó por su entrega, dedicación y disposición de tiempo, brindando la motivación en momentos difíciles, mostrando el valor y la importancia del desarrollo del proyecto.

## DEDICATORIA

*“Dedico este trabajo en primer lugar a Dios por permitirme cumplir una meta más, a mis padres y mi hermana por el amor, fuerza y apoyo incondicional para culminar mi carrera, al profesor Doctor Álvaro Martins Abdalla por ser la persona de quien aprendí conocimiento nuevo con el cual culminé este proyecto.”*

*Pedro David Bravo Mosquera.*

*“Con todo mi cariño y mi amor para las personas que hicieron todo en la vida para que yo pudiera lograr mis sueños, por motivarme y darme la mano cuando sentía que el camino se terminaba, a ustedes por siempre mi corazón y mi agradecimiento.”*

*Papá, mamá y familia.*

*Álvaro Uribe Agudelo.*

## CONTENIDO

	pág.
RESUMEN.	34
OBJETIVOS.	35
INTRODUCCIÓN.	36
1 ESTUDIO DE VIABILIDAD.	40
1.1 MERCADO DE UAV'S.	40
1.2 CLIENTES.	41
1.3 TERRENO DE OPERACIÓN.	42
1.3.1 VOLCÁN GALERAS.	43
2 PROYECTO PARAMETRICO Y CONFIGURACIÓN INICIAL.	45
2.1 GRÁFICOS COMPARATIVOS.	47
2.2 ENTROPÍA ESTADÍSTICA.	50
2.3 APLICACIÓN – ENTROPÍA ESTADÍSTICA.	53
2.3.1 AEROSONDE 4.4.	56
2.3.2 SUPERBAT.	57
2.3.3 PENGUIN B.	58
3 ESTIMACIONES INICIALES.	60
3.1 MISIÓN.	60
3.2 ESTIMACIÓN DE PESOS.	63
3.2.1 PRESENTACIÓN DEL METODO EN LINEAS GENERALES.	64
3.2.2 DETERMINACIÓN DE CARGA PAGA.	64
3.2.3 DETERMINACIÓN DE MASA DE COMBUSTIBLE.	65
3.2.4 DETERMINACIÓN DEL PESO VACIO.	68
3.3 DISEÑO DE REQUERIMIENTOS.	69
3.3.1 REQUERIMIENTO POR VELOCIDAD DE PÉRDIDA.	71
3.3.2 REQUERIMIENTO POR DISTANCIA DE DESPEGUE.	73
3.3.3 REQUERIMIENTO PARA ATERRIZAJE.	74
3.3.4 REQUERIMIENTO DE ASCENSO.	75
3.3.5 REQUERIMIENTO PARA CRUCERO.	76
3.3.6 REQUERIMIENTO PARA NIVEL DE GIRO SOSTENIDO.	77



3.3.7	ANÁLISIS DE CONSTRAINS.	78
3.4	RESULTADOS FINALES.	80
4	AERODINÁMICA Y DIMENSIONES.	81
4.1	DEFINICIÓN DE PERFIL AERODINÁMICO.	81
4.1.1	PERFIL EPPLER 423.	89
4.1.2	DISTRIBUCIÓN DE PRESIÓN DEL PERFIL EPPLER 423.	90
4.1.3	CENTRO AERODINÁMICO DEL PERFIL EPPLER 423.	91
4.2	AERODINÁMICA DEL ALA FINITA.	92
4.2.1	MÉTODO DE LIFTING LINE.	92
4.2.2	DEFINICIÓN DE LA CONFIGURACIÓN ALAR.	99
4.3	FUSELAJE.	104
4.4	SUPERFICIES ESTABILIZADORAS.	105
4.4.1	COEFICIENTES DE VOLUMEN.	106
4.4.2	AREAS DEL EMPENAJE.	108
4.4.3	PERFIL AERODINÁMICO DEL EMPENAJE.	109
4.4.4	ANÁLISIS EN TERCERA DIMENSIÓN DEL EMPENAJE.	112
4.5	TREN DE ATERRIZAJE.	115
4.5.1	UBICACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE PRINCIPAL.	115
4.5.2	CARGAS DE NEUMATICO PRINCIPAL Y DE NARIZ.	117
4.6	DISEÑO EN CAD DE LA AERONAVE.	119
4.7	POLAR DE ARRASTRE TEÓRICA.	121
4.7.1	ARRASTRE PARÁSITO DE SUPERFICIES PRINCIPALES.	121
4.7.1.1	FACTOR DE FORMA.	122
4.7.1.2	ÁREAS MOJADAS.	123
4.7.1.3	COEFICIENTE DE FRICCIÓN.	124
4.7.1.4	ARRASTRE PARÁSITO SUPERFICIE PRINCIPAL.	125
4.7.2	ARRASTRE PARÁSITO DE TREN DE ATERRIZAJE.	126
4.7.3	ARRASTRE PARÁSITO DE UNION Y CÁMARA.	127
4.7.4	ARRASTRE PARÁSITO TOTAL DE LA AERONAVE.	129
4.7.5	ARRASTRE INDUCIDO.	129
4.7.5.1	CÁLCULO DE $C_L$ PARA EL ARRASTRE INDUCIDO.	130
4.7.5.2	CONSTANTE DE ARRASTRE INDUCIDO.	132

4.7.6	CURVA DE POLAR DE ARRASTRE FINAL	133
4.8	VALIDACIÓN DE EFICIENCIA AERODINÁMICA.	134
5	ANÁLISIS COMPUTACIONAL 3D.	137
5.1	DOMINIO COMPUTACIONAL.	138
5.2	CREACIÓN DE MALLA COMPUTACIONAL.	139
5.3	ANÁLISIS CFD DEL ALA.	146
5.4	ANÁLISIS CFD DE LA AERONAVE SOPKA.	148
6	DESEMPEÑO.	156
6.1	MOTOR.	156
6.2	HÉLICE.	158
6.3	MODELO DE PROPULSIÓN.	160
6.4	TRACCIÓN DISPONIBLE Y TRACCIÓN REQUERIDA.	163
6.5	POTENCIA DISPONIBLE Y POTENCIA REQUERIDA.	166
6.5.1	EFFECTOS DE LA ALTITUD EN TRACCIÓN Y POTENCIA.	169
6.6	DESEMPEÑO EN ASCENSO.	171
6.7	DESEMPEÑO EN DESCENSO.	173
6.8	DESEMPEÑO EN DESPEGUE.	175
6.9	DESEMPEÑO EN ATERRIZAJE.	182
6.10	CATAPULTA.	183
6.11	PARACAÍDAS BALÍSTICO.	186
6.12	DESEMPEÑO EN CURVA.	194
6.13	DIAGRAMA V-n.	196
7	COMPONENTES Y SISTEMAS DE NAVEGACIÓN.	200
7.1	CONSTITUCIÓN DEL VEHÍCULO.	201
7.2	CLASIFICACIÓN DE UAV's.	202
7.3	SISTEMA DE CONTROL DE VUELO.	202
7.3.1	ESTACIÓN EN TIERRA.	204
7.3.2	PILOTO AUTOMÁTICO.	206
7.3.2.1	SISTEMA DE CONTROL.	206
7.3.2.2	SISTEMA DE NAVEGACIÓN.	207
7.3.3	ACTUADORES.	208

7.4	SISTEMAS DE CONTROL EN EL MERCADO.	208
7.4.1	KESTREL.	208
7.5	INSTRUMENTOS A BORDO.	209
7.6	SISTEMA DE CONTROL DE VUELO DEL UAV SOPKA.	210
7.7	CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL DEL UAV.	211
8	ESTABILIDAD.	213
8.1	POSICIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD.	213
8.2	ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL.	217
8.2.1	ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL DEL ALA.	217
8.2.2	ESTABILIDAD LONGITUDINAL TIMÓN DE PROFUNDIDAD.	220
8.2.3	ESTABILIDAD LONGITUDINAL ESTÁTICA TOTAL.	223
8.3	PUNTO NEUTRO Y MARGEN ESTÁTICA.	225
9	ESTRUCTURA.	227
9.1	MATERIAL COMPUESTO.	230
10	RESULTADOS.	232
10.1	RESULTADOS EN LA FUERZA DE SUSTENTACIÓN.	232
10.2	RESULTADOS EN LA FUERZA DE ARRASTRE.	233
10.3	RESULTADOS EN LA POLAR DE ARRASTRE.	234
10.4	RESULTADOS DE LA EFICIENCIA AERODINÁMICA.	235
10.5	RESULTADOS EN ENTROPÍA ESTADÍSTICA.	236
11	CONCLUSIONES.	237
12	RECOMENDACIONES.	238
13	BIBLIOGRAFÍA.	239
	ANEXOS.	243

## LISTA DE TABLAS.

	Pág.
Tabla 1. Clasificación de UAV's.	36
Tabla 2. Condiciones de vuelo del UAV SOPKA.	37
Tabla 3. Geometría del ala del UAV.	37
Tabla 4. Rasgos fisiográficos del Volcán Galeras.	43
Tabla 5. Lista de aeronaves utilizadas en análisis estadístico.	46
Tabla 6. Data Sheet - Aerosonde 4.4.	57
Tabla 7. Data Sheet - Superbat.	58
Tabla 8. Data Sheet - Penguin B.	59
Tabla 9. Requerimientos de la aeronave SOPKA.	60
Tabla 10. Carga Paga de la aeronave SOPKA.	64
Tabla 11. Fracciones de Peso del Perfil de misión.	68
Tabla 12. Datos para análisis de Constrains.	70
Tabla 13. Primera Estimación de la aeronave SOPKA.	80
Tabla 14. Número de Reynolds.	82
Tabla 15. Datos aerodinámicos de Perfiles alares.	87
Tabla 16. Selección de Perfil Aerodinámico.	88
Tabla 17. Parámetros de distribución de Sustentación.	100
Tabla 18. Geometría del ala del UAV SOPKA.	100
Tabla 19. Datos aerodinámicos del ala.	103
Tabla 20. Valores de Sail-Plane para longitud de fuselaje.	105
Tabla 21. Coeficientes de Volumen de empenaje.	108
Tabla 22. Dimensiones del Empenaje.	109
Tabla 23. Datos para Polar de Arrastre.	122
Tabla 24. Arrastre de componentes del tren de aterrizaje.	126
Tabla 25. Área frontal del tren de aterrizaje.	127
Tabla 26. Propiedades de Malla.	142
Tabla 27. Número de elementos y nodos para cada configuración.	143
Tabla 28. Diferentes valores de fuerzas.	153
Tabla 29. Características técnicas del motor 3W-28i CS.	157
Tabla 30. Características técnicas del motor Aerovate 26cc.	158
Tabla 31. Tracción estática de las hélices en estudio.	160
Tabla 32. Resultados de distancia de despegue.	181
Tabla 33. Resultados de distancia de aterrizaje.	182
Tabla 34. Dimensiones del Paracaídas.	192
Tabla 35. Resultados de desempeño en Curva.	196
Tabla 36. Factores de Carga.	197
Tabla 37. Resultados del diagrama V-n.	199

Tabla 38. Dispositivos usados en el control y comunicación.	210
Tabla 39. Sensor de altitud.	210
Tabla 40. Dispositivos de comunicación.	210
Tabla 41. Estación en tierra.	210
Tabla 42. Dispositivo para lectura de imagen.	211
Tabla 43. Fracción de peso para aeronaves pequeñas.	213
Tabla 44. Pesos de Componentes de la aeronave.	215
Tabla 45. Datos para estabilidad estática longitudinal del ala.	219
Tabla 46. Datos para estabilidad estática longitudinal del empenaje.	222

## LISTA DE FIGURAS.

	Pág.
Figura 1. Dimensión alar del UAV SOPKA.	39
Figura 2. Cráter principal del Volcán Galeras.	44
Figura 3. Cuadro de Difusión y Convergencia.	52
Figura 4. Resultados de Transición Crítica.	53
Figura 5. Resultados de Difusión.	54
Figura 6. Resultados de Convergencia.	55
Figura 7. Resultados de Difusión y Convergencia.	56
Figura 8. Aerosonde 4.4.	57
Figura 9. Superbat.	58
Figura 10. Penguin B.	59
Figura 11. Servicio Geológico Colombiano, sede Pasto.	62
Figura 12. SD 7034.	83
Figura 13. S 4180.	83
Figura 14. NACA 4412.	83
Figura 15. Eppler 216.	83
Figura 16. Eppler 210.	83
Figura 17. MH 114.	83
Figura 18. Selig 1210.	84
Figura 19. Eppler 422.	84
Figura 20. Eppler 421.	84
Figura 21. Eppler 423.	84
Figura 22. CFD del Perfil Eppler 423.	91
Figura 23. Distribución de Vórtices herradura en la envergadura alar.	93
Figura 24. Velocidad inducida por el vórtice de estera.	93
Figura 25. Ángulos de ataque que actúan en un perfil.	95
Figura 26. Ala del UAV SOPKA.	103
Figura 27. Fuselaje de la aeronave SOPKA.	105
Figura 28. Longitudes del empenaje.	107
Figura 29. CAD del empenaje.	112
Figura 30. Empenaje en XFLR5.	113
Figura 31. Vehículo aéreo con dos posiciones de CG.	116
Figura 32. Vista de planta de UAV para cálculos de MAC.	116
Figura 33. Diagrama para calcular las cargas del tren de nariz.	117
Figura 34. Vista frontal del UAV SOPKA.	119
Figura 35. Vista lateral del UAV SOPKA.	119
Figura 36. Vista de planta del UAV SOPKA.	120
Figura 37. Vista Isométrica del UAV SOPKA.	120
Figura 38. Área mojada de ala.	123

Figura 39. Área mojada de fuselaje.	124
Figura 40. Área mojada de Empenaje.	124
Figura 41. Área frontal del Tren de aterrizaje.	127
Figura 42. Área mojada de Cámara.	128
Figura 43. Área mojada de barras del fuselaje.	128
Figura 44. Dominio computacional con el UAV SOPKA limpio.	138
Figura 45. Dominio Computacional con malla no estructurada.	143
Figura 46. Aeronave SOPKA con malla no estructurada.	144
Figura 47. Malla estructurada en el borde de ataque.	144
Figura 48. Condiciones de frontera para el dominio del UAV SOPKA.	145
Figura 49. Distribución de presión en el ala a 0,5 grados de incidencia.	146
Figura 50. Fenomeno de vórtice de punta de ala.	147
Figura 51. Contorno de Presión en la primera configuración.	149
Figura 52. Vórtices generados por la configuración del fuselaje 1.	150
Figura 53. Contorno de Presión en la segunda configuración.	151
Figura 54. Vórtices generados por la configuración del fuselaje 2.	151
Figura 55. Lineas de corriente para cero grados – 1ra configuración.	152
Figura 56. Lineas de corriente para cero grados – 2da configuración.	153
Figura 57. SOPKA a 20° de ataque.	154
Figura 58. Motores investigados. (A) 3W-28i CS ; (B) Aerovate 26cc.	157
Figura 59. Hélices estudiadas de buen desempeño.	159
Figura 60. Fuerzas durante el ascenso.	171
Figura 61. Fuerzas durante el descenso.	173
Figura 62. Etapas de distancia de despegue.	176
Figura 63. Fuerzas que actúan durante el despegue.	177
Figura 64. Esquema de lanzamiento.	183
Figura 65. Esquema de fuerzas en ascenso.	184
Figura 66. Descenso con velocidad constante y con Planeo.	188
Figura 67. Especificaciones del paracaídas de tipo redondo.	193
Figura 68. Posición del paracaídas en el avión.	193
Figura 69. Fuerzas actuantes durante una curva.	194
Figura 70. Enlace de comunicación entre la estación en tierra y el UAV.	203
Figura 71. Arquitectura del sistema de control de vuelo.	204
Figura 72. Estación en tierra (a) AURORA CTI (b) UAV MLB BAT.	205
Figura 73. (a) Sistema de Control UAV (b) Estación en tierra militar.	205
Figura 74. Ubicación de superficies de control en aeronave común.	208
Figura 75. Piloto automático Kestrel 2.2x con modem AC4490.	209
Figura 76. Estación en tierra.	211
Figura 77. Cámara TASE 150.	211
Figura 78. Arquitectura del piloto automático.	212
Figura 79. SOPKA y sus componentes.	214

Figura 80. Representación de margen estática del UAV SOPKA.	226
Figura 81. Sección de viga principal – momento flector $M_x$ .	228
Figura 82. Sección de viga secundaria – momento flector $M_x$ .	228
Figura 83. Secciones de vigas – momento flector $M_z$ .	228
Figura 84. Análisis final de entropía estadística.	236



## LISTA DE GRÁFICAS.

	Pág.
Gráfica 1. Mercado de UAV's en Europa.	40
Gráfica 2. Gráfico para Peso máximo de despegue [MTOW].	47
Gráfica 3. Gráfico para envergadura.	48
Gráfica 4. Gráfico para Carga Alar.	48
Gráfica 5. Gráfico para Aspect Ratio.	49
Gráfica 6. Gráfico para Carga de Potencia.	49
Gráfica 7. Perfil de misión en función de distancia.	62
Gráfica 8. Perfil de misión en función del tiempo.	63
Gráfica 9. Regresión para superficie alar.	71
Gráfica 10. Requerimiento por Velocidad de Pérdida.	73
Gráfica 11. Requerimiento por distancia de despegue.	74
Gráfica 12. Requerimiento para aterrizaje.	75
Gráfica 13. Requerimiento para Ascenso.	76
Gráfica 14. Requerimiento para crucero.	77
Gráfica 15. Requerimiento para nivel de giro sostenido.	78
Gráfica 16. Análisis de Constrains.	79
Gráfica 17. Coeficiente de Sustentación Vs Ángulo de ataque – 2D Ala.	85
Gráfica 18. Coeficiente de Arrastre Vs Ángulo de ataque – 2D Ala.	85
Gráfica 19. Coeficiente de Momento Vs Ángulo de ataque – 2D Ala.	86
Gráfica 20. Polar de Perfiles Aerodinámicos – 2D Ala.	86
Gráfica 21. Eficiencia Aerodinámica Vs Ángulo de ataque – 2D Ala.	87
Gráfica 22. Eppler 423 – Curvas Aerodinámicas.	89
Gráfica 23. Distribución de Presiones en función de la cuerda.	90
Gráfica 24. Distribución de sustentación y relación de taper.	99
Gráfica 25. Lifting Line y Schrenk, UAV SOPKA.	102
Gráfica 26. Ala SOPKA – Curvas aerodinámicas.	104
Gráfica 27. Regresión lineal para longitud de empenaje.	107
Gráfica 28. Coeficiente de sustentación Vs Ángulo de ataque – 2D Tail.	110
Gráfica 29. Coeficiente de arrastre Vs Angulo de ataque – 2D Tail.	110
Gráfica 30. Polar de arrastre del Perfil – 2D Tail.	111
Gráfica 31. Coeficiente de momento Vs Angulo de ataque – 2D Tail.	111
Gráfica 32. Empenaje del UAV SOPKA – Cuervas aerodinámicas.	114
Gráfica 33. $C_L$ Vs $\alpha$ (2D y 3D).	131
Gráfica 34. $C_{Di}$ Vs $\alpha$ .	133
Gráfica 35. Polar de arrastre de la aeronave SOPKA.	134
Gráfica 36. Independencia de Malla.	141
Gráfica 37. Curvas aerodinamicas del ala en CFD.	148

Gráfica 38. Curvas aerodinámicas del UAV SOPKA en CFD.	155
Gráfica 39. Comparación entre eficiencia y razón de avance.	162
Gráfica 40. Tracción disponible en función de la velocidad.	163
Gráfica 41. Comparación entre tracción disponible y requerida.	165
Gráfica 42. Velocidad para L/D máximo.	166
Gráfica 43. Variación de tracción con la altitud.	170
Gráfica 44. Variación de potencia con la altitud.	170
Gráfica 45. Razón de ascenso.	172
Gráfica 46. Polar de velocidades en planeo.	175
Gráfica 47. $C_L$ Vs Gamma.	185
Gráfica 48. Tracción disponible Vs Gamma.	186
Gráfica 49. Tipos de Paracaídas.	190
Gráfica 50. Velocidad de descenso del Paracaídas.	190
Gráfica 51. Diagrama V-n de maniobra.	199
Gráfica 52. Posición del Centro de gravedad en el UAV SOPKA.	216
Gráfica 53. Ala en la estabilidad estática longitudinal.	219
Gráfica 54. Empenaje tipo V en la estabilidad estática longitudinal.	223
Gráfica 55. Estabilidad estática longitudinal total.	224
Gráfica 56. Distribución de sustentación, cortante y momento.	230
Gráfica 57. Resultados de sustentación.	232
Gráfica 58. Resultados de arrastre.	233
Gráfica 59. Resultados en la Polar de arrastre.	234
Gráfica 60. Resultados en la eficiencia aerodinámica.	235

## Lista de Anexos.

	Pág.
Anexo A. Banco de datos de aeronaves.	243
Anexo B. Caracterización numérica de la base de datos.	245
Anexo C. Estimativa de Pesos.	247
Anexo D. Análisis de Constrains.	249
Anexo E. Código en MATLAB para solución de la Lifting Line.	250
Anexo F. Cálculo de coeficientes de arrastre parásito.	252
Anexo G. Planos de ingeniería.	253

## Lista de ecuaciones.

- Ecuación 1. Estimación de Pesos.
- Ecuación 2. Estimación de Pesos sin tripulación.
- Ecuación 3. Ecuación de Breguet.
- Ecuación 4. Estimación de L/D.
- Ecuación 5. Constante de Arrastre inducido.
- Ecuación 6. Ecuación de autonomía de Breguet.
- Ecuación 7. Fracciones de Peso en el despegue.
- Ecuación 8. Etapas del perfil de diseño.
- Ecuación 9. Despejando el Peso vacío.
- Ecuación 10. Peso total de despegue.
- Ecuación 11. Velocidad de Pérdida.
- Ecuación 12. Carga Alar.
- Ecuación 13. Requerimiento por distancia de despegue.
- Ecuación 14. Requerimiento de ascenso.
- Ecuación 15. Requerimiento para Velocidad de crucero.
- Ecuación 16. Requerimiento para nivel de giro sostenido.
- Ecuación 17. Número de Reynolds.
- Ecuación 18. Centro aerodinámico.
- Ecuación 19. Velocidad inducida por el vórtice de estera.
- Ecuación 20. Sumatoria de elementos de vórtices.
- Ecuación 21. Sección del perfil.
- Ecuación 22. Ángulo de ataque inducido.
- Ecuación 23. Ángulo de ataque efectivo.
- Ecuación 24. Coeficiente de sustentación para sección del perfil.
- Ecuación 25. Teorema de Kutta-Joukowski.
- Ecuación 26. Teoría fundamental de Lifting Line.
- Ecuación 27. Transformación de coordenadas.
- Ecuación 28. Distribución general de circulación.
- Ecuación 29. Fuerza de sustentación total.
- Ecuación 30. Coeficiente de sustentación.
- Ecuación 31. Arrastre Inducido.
- Ecuación 32. Cálculo de arrastre inducido.
- Ecuación 33. Coeficiente de arrastre inducido.
- Ecuación 34. Factor de arrastre inducido.
- Ecuación 35. Coeficiente de arrastre total.
- Ecuación 36. Distribución de sustentación de ala estudiada.
- Ecuación 37. Distribución de sustentación elíptica.
- Ecuación 38. Media de distribuciones de sustentación.
- Ecuación 39. Longitud de la aeronave.

Ecuación 40. Coeficiente de empenaje vertical.  
Ecuación 41. Coeficiente de empenaje horizontal.  
Ecuación 42. Área de empenaje vertical.  
Ecuación 43. Área de empenaje horizontal.  
Ecuación 44. Cuerda media aerodinámica.  
Ecuación 45. Posición de MAC.  
Ecuación 46. Máxima carga estática del tren principal.  
Ecuación 47. Máxima carga estática del tren de nariz.  
Ecuación 48. Mínima carga estática del tren de nariz.  
Ecuación 49. Coeficiente de arrastre.  
Ecuación 50. Coeficiente de arrastre total.  
Ecuación 51. Factor de forma de ala y empenaje.  
Ecuación 52. Factor de forma de fuselaje.  
Ecuación 53. Coeficiente de fricción laminar.  
Ecuación 54. Coeficiente de fricción turbulento.  
Ecuación 55. Media de coeficiente de fricción.  
Ecuación 56. Coeficiente de arrastre parásito.  
Ecuación 57. Coeficiente de arrastre parásito del tren.  
Ecuación 58. Coeficiente parásito estandar.  
Ecuación 59. Coeficiente de arrastre parásito total.  
Ecuación 60. Coeficiente de arrastre inducido teórico.  
Ecuación 61. Coeficiente angular del perfil.  
Ecuación 62. Coeficiente angular del ala.  
Ecuación 63. Eficiencia de Oswald.  
Ecuación 64. Coeficiente de sustentación para cada ángulo.  
Ecuación 65. Factor de interferencia.  
Ecuación 66. Constante de arrastre inducido.  
Ecuación 67. Polar de arrastre.  
Ecuación 68. Eficiencia máxima.  
Ecuación 69. Coeficiente de sustentación de proyecto.  
Ecuación 70. Coeficiente de arrastre de proyecto.  
Ecuación 71. Fuerza de sustentación.  
Ecuación 72. Fuerza de arrastre.  
Ecuación 73. Tracción estática.  
Ecuación 74. Constante de tracción estática.  
Ecuación 75. Razón de avance.  
Ecuación 76. Tracción disponible.  
Ecuación 77. Condiciones de equilibrio estático.  
Ecuación 78. Tracción requerida.  
Ecuación 79. Peso.  
Ecuación 80. Ecuación de tracción requerida.

Ecuación 81. Velocidad de L/D Máximo.  
Ecuación 82. Coeficiente de sustentación.  
Ecuación 83. Velocidad en la condición  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$ .  
Ecuación 84. Peso en la condición  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$ .  
Ecuación 85. Velocidad para la condición  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$  total.  
Ecuación 86. Potencia Requerida.  
Ecuación 87. Ecuación para velocidad.  
Ecuación 88. Ecuación para potencia requerida.  
Ecuación 89. Tracción con relación a la altitud de vuelo.  
Ecuación 90. Fuerzas actuantes en el ascenso.  
Ecuación 91. Razón de ascenso.  
Ecuación 92. Fuerzas durante el descenso.  
Ecuación 93. Sustentación en descenso.  
Ecuación 94. Velocidad en descenso.  
Ecuación 95. Velocidad horizontal.  
Ecuación 96. Razón de descenso.  
Ecuación 97. Ley de Newton.  
Ecuación 98. Fuerza de fricción.  
Ecuación 99. Fuerza de fricción para despegue.  
Ecuación 100. Velocidad en cinemática.  
Ecuación 101. Distancia de despegue en función de fuerza.  
Ecuación 102. Distancia de despegue con las fuerzas del avión.  
Ecuación 103. Velocidad de despegue.  
Ecuación 104. Primera versión de distancia de despegue.  
Ecuación 105. Sustentación al 70% de velocidad.  
Ecuación 106. Arrastre al 70% de velocidad.  
Ecuación 107. Efecto suelo.  
Ecuación 108. Coeficiente de sustentación para despegue.  
Ecuación 109. Coeficiente de arrastre para despegue.  
Ecuación 110. Distancia de despegue.  
Ecuación 111. Distancia de aterrizaje.  
Ecuación 112. Incremento mínimo de velocidad.  
Ecuación 113. Empuje para catapulta.  
Ecuación 114. Coeficiente de sustentación en catapulta.  
Ecuación 115. Empuje para catapulta.  
Ecuación 116. Fuerza de arrastre para paracaídas.  
Ecuación 117. Área nominal.  
Ecuación 118. Ecuaciones fundamentales.  
Ecuación 119. Velocidad de descenso del paracaídas.  
Ecuación 120. Condición de equilibrio del paracaídas.  
Ecuación 121. Cálculo para la velocidad de descenso.

Ecuación 122. Razón de masa.  
Ecuación 123. Condición de equilibrio en maniobra.  
Ecuación 124. Velocidad para radio de curvatura mínimo.  
Ecuación 125. Factor de carga para radio de curvatura mínimo.  
Ecuación 126. Radio de curvatura mínimo.  
Ecuación 127. Ángulo de inclinación.  
Ecuación 128. Factor de carga para vuelo estático.  
Ecuación 129. Factor de carga máximo.  
Ecuación 130. Velocidad de maniobra.  
Ecuación 131. Velocidad de crucero.  
Ecuación 132. Velocidad crítica.  
Ecuación 133. Posición del centro de gravedad.  
Ecuación 134. Centro de gravedad en función de la cuerda aerodinámica.  
Ecuación 135. Derivada del coeficiente de momento.  
Ecuación 136. Momento generado por el ala.  
Ecuación 137. Variación del coeficiente de sustentación.  
Ecuación 138. Coeficiente de momento del ala.  
Ecuación 139. Derivada de momento respecto al ángulo del ala.  
Ecuación 140. Contribución del ala en la estabilidad estática.  
Ecuación 141. Coeficiente de momento del empenaje.  
Ecuación 142. Derivada de momento respecto al ángulo del empenaje.  
Ecuación 143. Coeficiente angular de ataque inducido.  
Ecuación 144. Downwash.  
Ecuación 145. Contribución del empenaje en estabilidad estática.  
Ecuación 146. Coeficiente de momento del avión.  
Ecuación 147. Derivada de momento respecto al ángulo del empenaje.  
Ecuación 148. Estabilidad estática longitudinal del UAV.  
Ecuación 149. Punto neutro.  
Ecuación 150. Margen estática.  
Ecuación 151. Distribución de cortante.  
Ecuación 152. Distribución de momento flector.

## GLOSARIO.

a: Coeficiente angular del ala.

$a_o$ : Coeficiente angular del perfil.

$a_t$ : Coeficiente angular del empenaje.

A: Fuerza tangencial o axial.

AoA: Ángulo de ataque.

AR: Representa el Aspect Ratio.

b: Envergadura del ala.

$b_w$ : Envergadura del ala.

c: Cuerda.

$\bar{c}$ : Cuerda media aerodinámica.

C: Representa el consumo específico de Combustible en [1/seg].

$C_a$ : Centro aerodinámico.

$C_d$ : Coeficiente de arrastre 2D.

$C_D$ : Coeficiente de arrastre 3D

$C_{Di}$ : Coeficiente de arrastre inducido.

$C_{Dmin}$ : Coeficiente de arrastre mínimo.

$C_{D0}$ : Coeficiente de arrastre parásito.

$C_{D0 B}$ : Coeficiente de arrastre parásito de las barras de conexión.

$C_{D0 C}$ : Coeficiente de arrastre parásito de la cámara.

$C_{D0 E}$ : Coeficiente de arrastre parásito del empenaje.

$C_{D0 F}$ : Coeficiente de arrastre parásito del fuselaje.



$C_{D0 LG}$ : Coeficiente de arrastre parásito del tren de aterrizaje.

$C_{D0 M}$ : Coeficiente de arrastre parásito Misceláneo.

$C_{D0 W}$ : Coeficiente de arrastre parásito del ala.

$C_D^*$ : Coeficiente de arrastre que maximiza la eficiencia.

$C_f$ : Coeficiente de Fricción.

CFD: Computacional Fluid Dynamics.

CG: Centro de gravedad.

$C_{HT}$ : Coeficiente de volumen para el empenaje horizontal.

$C_i$ : Coeficiente de sustentación 2D.

$C_L$ : Coeficiente de sustentación 3D.

$C_{L max}$ : Coeficiente de sustentación máximo.

$C_{L max to}$ : Coeficiente de sustentación máximo para despegue.

$C_{L0}$ : Coeficiente de sustentación para ángulo de ataque cero.

$C_L/C_D$ : Relación entre los coeficientes de sustentación y arrastre.

$C_L^*$ : Coeficiente de sustentación que maximiza la eficiencia.

$C_m$ : Coeficiente de momento.

$C_{Mac}$ : Coeficiente de momento en la cuerda media aerodinámica.

$C_{MCGa}$ : Estabilidad estática longitudinal de la aeronave.

$C_{MCGt}$ : Contribución del empenaje en la estabilidad estática.

$C_{MCGw}$ : Contribución del ala en la estabilidad estática.

$C_{M0}$ : Coeficiente de momento total.

$C_{M0a}$ : Coeficiente de momento del avión.

$C_{M0t}$ : Coeficiente de momento del empenaje.

$C_{M0w}$ : Coeficiente de momento del ala.

$C_{M\alpha a}$ : Coeficiente angular de la curva de momento del avión.

$C_{Mat}$ : Coeficiente angular de la curva de momento del empenaje.

$C_{Macw}$ : Coeficiente angular de la curva de momento del ala.

$C_p$ : Coeficiente de Presión.

$C_R$ : Cuerda de Raíz.

$C_T$ : Cuerda de punta.

$C_{VT}$ : Coeficiente de volumen para el empenaje vertical.

$\bar{C}_W$ : Es la cuerda media aerodinámica del ala  $\bar{C}_W = MAC$ .

$d_o$ : Diámetro nominal.

$dt$ : Diferencial de tiempo.

$dV$ : Diferencial de Velocidad.

$d\varepsilon/d\alpha$ : Efecto de downwash.

$D$ : Fuerza de Arrastre.

$D_i$ : Arrastre Inducido.

$D_h$ : Diámetro de la hélice.

$D_o$ : Arrastre Parásito.

$e$ : Factor de eficiencia de Oswald.

$e_o$ : Eficiencia completa de la aeronave.

$E$ : Autonomía de la aeronave.

$E^*_{m\acute{a}x}$ : Eficiencia aerodinámica.

$f$ : Factor de forma del fuselaje.

$F$ : Fuerza.

$FF$ : Factor de forma para ala y empenaje.

$g$ : Gravedad.

$h$ : Altura de la aeronave.

$\bar{h}_{ac}$ : Distancia a la cuerda media aerodinámica.

$\bar{h}_{CG}$ : Distancia al centro de gravedad.

$\bar{h}_{PN}$ : Distancia al punto neutro.

H: Posición de la cuerda media aerodinámica.

$i_t$ : Ángulo de incidencia del empenaje.

$i_w$ : Ángulo de incidencia del ala.

J: Razón de avance.

k: Constante de arrastre debida a sustentación.

$K_{TO}$ : Coeficiente de tracción estática.

L: Fuerza de sustentación.

$L_f$ : Longitud del fuselaje de la aeronave.

$L_{HT}$ : Distancias del centro aerodinámico del empenaje horizontal al centro aerodinámico del ala.

$L_{VT}$ : Distancias del centro aerodinámico del empenaje vertical al centro aerodinámico del ala.

$L(y)$ : Distribución de sustentación.

L/D: Representa la relación entre sustentación y arrastre.

m: Masa.

$m_o$ : Pendiente de la curva de coeficiente de momento de perfil.

M: Número Mach.

MAC: Cuerda Media Aerodinámica.

$M_{AV}$ : Masa de aviónica.

ME: Margen estática.

$M_{FU}$ : Masa del fuselaje.

$M_{INS}$ : Masa de controles de vuelo.

$M_o$ : Distribución de momento flector.

$M_T$ : Masa total de la aeronave.

$M_{UC}$ : Masa del conjunto de motor.

$M_{VT}$ : Masa del empenaje tipo V invertido.

$M_W$ : Masa del ala.

$n$ : Factor de carga.

$n_{lim}$ : Factor de carga Límite.

$n_{max}$ : Factor de carga máximo.

$n_{Rmin}$ : Factor de carga para radio de curvatura mínimo.

$n_{ult}$ : Factor de carga último.

$N$ : Fuerza normal.

$p$ : Paso de la hélice.

$P$ : Potencia de la aeronave.

$P_{AV}$ : Porcentaje de peso de la aviónica.

$P_d$ : Potencia disponible.

$P_E$ : Potencia disponible en el eje del motor.

$P_{FU}$ : Porcentaje de peso del fuselaje.

$P_{INS}$ : Porcentaje de peso de los controles de vuelo.

$P_R$ : Potencia requerida.

$P_{UC}$ : Porcentaje de peso del conjunto del motor.

$P_{VT}$ : Porcentaje de peso del empenaje tipo V invertido.

$P_W$ : Porcentaje de peso del ala.

$q$ : Presión dinámica.

$Q$ : Factor de Interferencia.

$R$ : Fuerza de fricción.

$R_a$ : Rango de misión.

$R_D$ : Razón de descenso.

$R_e$ : Número de Reynolds.

$R_m$ : Razón de masa.

$R_{min}$ : Radio de curvatura mínimo.

$R/C$ : Razón de descenso.

$S$ : Área de ala.

$S_{HT}$ : Área del empenaje horizontal.

$S_L$ : Distancia de aterrizaje.

$S_o$ : Área de referencia nominal.

$S_{ref}$ : Área de referencia (Alar).

$S_{to}$ : Distancia de despegue.

$S_{VT}$ : Área del empenaje vertical.

$S_W$ : Área de ala.

$S_{wet}$ : Área mojada.

$t$ : Tiempo.

$t/c$ : Espesura del perfil.

$T_d$ : Tracción Disponible.

$T_{dh}$ : Tracción disponible a cierta altitud.

$T_{do}$ : Tracción disponible al nivel del mar.

$T_R$ : Tracción Requerida.

$T_{V=0}$  representa la tracción estática.

$T/W$ : Relación entre Empuje y peso.

$U$ : Unmanned Aerial Vehicle.

$V$ : Velocidad.

$V_{appl}$ : Velocidad de Aplicación.

$V_c$ : Distribución de cortante.

$V_{cruise}$ : Velocidad en crucero.

$V_d$ : Velocidad de nunca exceder.

$V_e$ : Velocidad de descenso en paracaídas.

$V_h$ : Velocidad horizontal.

$V_H$ : Volumen del empenaje.

$V_r$ : Velocidad Rotacional.

$V_{R\ min}$ : Velocidad de Radio de curvatura mínimo.

$V_{stall}$ : Velocidad de perdida.

$V_{to}$ : Velocidad de despegue.

$V_v$ : Velocidad Vertical.

$V^*$ : Velocidad de Maniobra.

$W$ : Peso.

$W_{\text{crew}}$ : Es el peso de la tripulación.

$W_{\text{empty}}$ : Es el peso mínimo de operación para la aeronave vacía.

$W_{\text{fuel}}$ : Es el peso de combustible para la ejecución de la misión.

$W_L$ : Es el peso estimado de aterrizaje.

$W_o$ : Es el peso total de despegue.

$W_{\text{payload}}$ : Es el peso de la carga paga transportada por la aeronave.

$W/P$ : Representa la carga de Potencia.

$W/S$ : Representa la carga Alar.

$\bar{x}_{CG}$ : Posición del centro de gravedad.

$X_w$ : Posición del borde de ataque del ala.

$x/c$ : Posición del centro de presión en el perfil.

## GLOSARIO LETRAS GRIEGAS.

$\alpha$ : Ángulo de ataque geométrico.

$\alpha_a$ : Ángulo de ataque del avión.

$\alpha_i$ : Ángulo de ataque inducido.

$\alpha_{eff}$ : Ángulo de ataque efectivo.

$\alpha_{trim}$ : Ángulo de ajuste de la aeronave.

$\alpha_w$ : Ángulo de ataque del ala.

$\beta$ : Ángulo de oscilación en Paracaídas.

$\gamma$ : Ángulo de incidencia de catapulta.

$\Gamma$ : Circulación en Teorema de Kutta-Joukowski.

$\delta$ : Factor de arrastre inducido.

$\Delta v_{min}$ : Incremento mínimo de velocidad.

$\epsilon$ : Ángulo de ataque inducido.

$\epsilon_o$ : Coeficiente angular inducido.

$\eta$ : Rotación de hélice (rpm).

$\eta_p$ : Eficiencia de hélice.

$\eta_t$ : Eficiencia del empenaje.

$\Theta$ : Ángulo para razón de ascenso y descenso.

$\lambda$ : Relación de taper.

$\Lambda$ : Ángulo de flechamiento.

$\mu$ : Viscosidad dinámica del aire.



$v$ : Coeficiente de fricción.

$\rho$ : Densidad del aire.

$\rho_o$ : Densidad del aire a nivel del mar.

$\rho_h$ : Densidad del aire en cierta altitud.

$\phi$ : Factor de efecto suelo.

$\Phi$ : Ángulo de deflexión de alerones.

## RESUMEN.

Los vehículos aéreos no tripulados (VANT's) poseen una gran variedad de aplicaciones, sea monitoreo de incendios forestales, líneas de energía, tráfico, aglomeraciones humanas, como también ser usado en el campo de aplicaciones militares aéreas. Aunque todavía sea un poco restringida la aplicación civil por falta de reglamentación, tales vehículos están siendo desarrollados y estudiados en ámbitos académicos. La particularidad de este trabajo es el diseño preliminar y conceptual de un vehículo aéreo no tripulado para monitoreo de actividad volcánica donde se quiere tener como punto de partida las condiciones a las cuales operará la aeronave, como también las características aerodinámicas y de desempeño para implementar los diferentes métodos propuestos por los autores conocedores del área de diseño aeronáutico. De esta manera es presentada la metodología usada para desarrollar el proyecto, describiendo el procedimiento utilizado para determinar las etapas de misión, como también las características geométricas del VANT. Los cálculos de aerodinámica, desempeño y de estabilidad estática de la aeronave son realizados analíticamente, siendo que durante la etapa de proyecto aerodinámico se haga énfasis en un estudio mediante programas computacionales (CFD) como ANSYS-CFX.

Se lleva a cabo un análisis aerodinámico bidimensional para variedad de perfiles hasta concluir con el perfil aerodinámico que mejor se adapte a las condiciones de vuelo de la aeronave, posteriormente un análisis tridimensional del ala y los parámetros aerodinámicos del vehículo en su totalidad. Además de eso, por ser una aeronave no tripulada es hecha una selección del sistema de control de vuelo de forma que cumpla los requisitos de misión.

*Palabras clave:* Vehículo aéreo no tripulado (VANT), Actividad Volcánica, Perfil Aerodinámico, desempeño, estabilidad estática.

## OBJETIVOS.

### GENERAL

Diseñar preliminar y conceptualmente un UAV especializado en el monitoreo de actividad volcánica.

### ESPECIFICOS

- Hacer un análisis de perfiles aerodinámicos con el fin de optimizar el comportamiento que más se adecue a la misión y al entorno en el que va a operar la aeronave.
- Utilizar el estudio bidimensional de perfiles aerodinámicos para un estudio en tercera dimensión de la configuración alar que sirva como patrón fundamental en el desarrollo del diseño total de la aeronave.
- Calcular las características principales de desempeño y estabilidad de la aeronave determinando los parámetros fundamentales de la misma en régimen de vuelo subsónico.
- Comprobar mediante simulaciones computacionales el modelo de la aeronave en 3D, partiendo de los cálculos aerodinámicos, utilizando CFD (Computacional Fluid Dynamics) con el programa CFX analizando el comportamiento que tendrá la misma cumpliendo su misión.

## INTRODUCCIÓN.

Los Vehículos Aéreos No Tripulados, también denominados UAV (*Unmanned Air Vehicle*), por sus siglas en inglés, han tenido un gran desarrollo científico y tecnológico en los últimos años. Son aeronaves que poseen características ideales para el reconocimiento en zonas de difícil acceso, cumpliendo misiones que con aeronaves tradicionales no podrían realizarse<sup>1</sup>.

Los VANT's tienen una clasificación dependiendo del rango, techo de operación, autonomía y la carga máxima de despegue, como se muestra en la tabla 1:

Tabla 1. Clasificación de UAV's.

Categoría	Acrónimo	Rango (km)	Techo de operación (m)	Autonomía (horas)	Carga máxima despegue (kg)
Micro	μ	<10	250	1	<5
Mini	mini	<10	1500-3000	<2	<30
Alcance cercano	CR	10-30	3000	2-4	150
Alcance corto	SR	30-70	3000	3-6	200
Alcance medio	MR	70-200	5000	6-10	1250

Fuente: Universidad Politécnica de Madrid. Antonio Barrientos. Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones. Madrid, España: CEDI, 2002, p5; modificado por los autores.

Teniendo en cuenta la clasificación de los VANT's descritos en la tabla 1, se deduce que por las características y configuraciones de la aeronave (dadas en la Tabla 2 y 3) se clasifica en la categoría de Alcance cercano por la carga máxima de despegue y Alcance medio por el techo de operación que la aeronave puede alcanzar.

Las condiciones de vuelo y geometría del UAV son descritas en las tablas 2 y 3.

---

<sup>1</sup> NOTH ANDRÉ, Walter Engel: *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*. Zürich, 2008, 196 h, (Ingeniero en Microtécnica). *Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, Suisse*, facultad de ingeniería.

Tabla 2. Condiciones de vuelo del UAV SOPKA.

Condiciones	VANT
Altura de operación	4500 m
Velocidad Operación	20-24 m/s
Mach	0,03
Velocidad de Pérdida Vstall	11,85 m/s
Reynolds	500000
Densidad	0,7767 Kg/m <sup>3</sup>
Viscosidad	1,3566e-06 Kg/ms

Fuente: Autores. São Carlos, SP, Brasil: 2014.

Tabla 3. Geometría del ala del UAV.

Geometría	Dimensiones
Superficie alar	0,75 m <sup>2</sup>
Relación de Aspecto (AR)	11
Relación de taperado	0,5
Envergadura	2,872m
Cuerda raíz	0,348m
Cuerda punta	0,174m
Sustentación teórica	153,45N
Eficiencia L/D	17,1781

Fuente: Autores. São Carlos, SP, Brasil: 2014.

Esta aeronave tiene como propósito el monitoreo electrónico de zonas volcánicas operando a un techo máximo de 5000 m, velocidad de aplicación de 24m/s en condiciones de altitud de operación aproximadamente 4500 m al nivel del mar. El ala consta de una superficie de 0,75 m<sup>2</sup>, con una envergadura de 2,872m de la cual 0,17018 m de su parte central es ocupada por el fuselaje (ver figura 1).

Emisión de gases y deformaciones geográficas en un volcán son aviso de posible erupción, es importante estudiar estos acontecimientos, por esto entidades encargadas en la vigilancia de volcanes tienen diferentes métodos para hacer un monitoreo preciso de los acontecimientos dentro y fuera de los cráteres, uno de estos monitoreos es el que continuamente hacen

sobrevolando los cráteres, haciendo videos de tiempo real, donde se puedan observar cambios geomorfológicos, esto mediante la ayuda de aeronaves de la Fuerza Aérea Colombiana o la Policía Nacional. Sin embargo se sabe que las condiciones en las que tiene que volar una aeronave tripulada cerca de un volcán no son las más recomendadas ya que los gases que se están emanando constantemente, junto con las cenizas afectan el rendimiento de las aeronaves poniendo en riesgo la vida de los tripulantes.

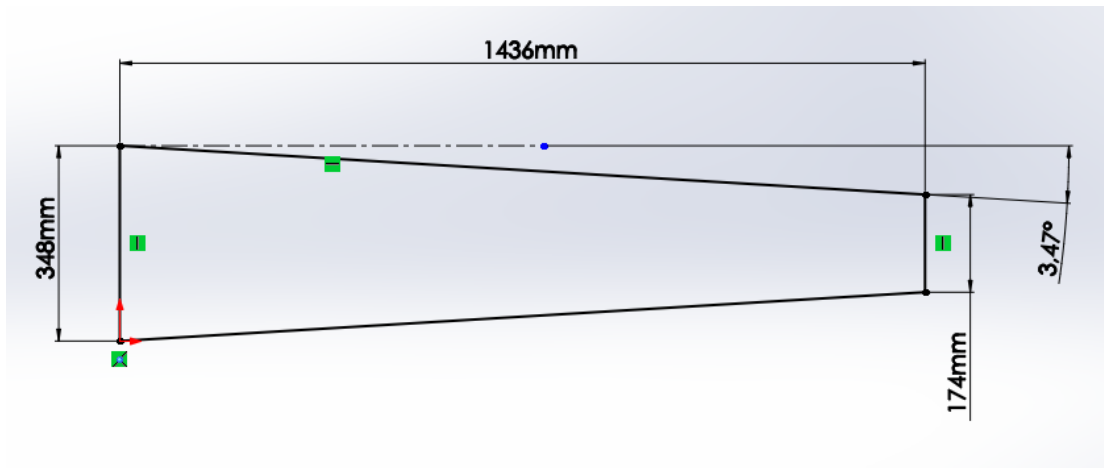
Como propuesta de trabajo se pensó en un vehículo aéreo no tripulado de bajo costo para realizar monitoreos más constantes sobre volcanes, evitar el daño de componentes en las aeronaves tripuladas y en caso de una posible erupción poder prevenir y dar el nivel de alerta a los habitantes en riesgo.

Según lo planteado anteriormente, se pretende proyectar una aeronave no tripulada, únicamente enfocándose en los parámetros estudiados de diseño de aeronaves, teniendo presente un diseño preliminar que más se adecue a la misión a cumplir por la aeronave.

La misión del UAV SOPKA es ser utilizado para monitoreo, es decir, recolección de datos del territorio geográfico en el cual se encuentra sobrevolando, donde se requieran velocidades bajas que permitan la visualización y obtención de fotografías en cráteres volcánicos, cañones alrededor de volcanes y lugares u objetivos específicos. El UAV debe estar en la capacidad de despegar, sobrevolar y aterrizar con la autonomía de vuelo suficiente para realizar un monitoreo eficiente, bajo estas condiciones la aeronave necesita de un análisis aerodinámico para la superficie alar del mismo, un análisis de desempeño y estabilidad, por lo tanto se hace necesario diseñar la aeronave de manera rigurosa, donde el análisis aerodinámico es importante al considerar que el perfil del ala se selecciona a partir de la misión para la cual es diseñado.

Fueron estudiados diferentes perfiles aerodinámicos para determinar la selección adecuada, que cumpliera con las mejores características para la misión de la aeronave. El mejor perfil fue escogido en base al comportamiento de entrada en pérdida "*Stall*" y a la curva polar de arrastre. El perfil seleccionado fue el Eppler 423 caracterizado por ser un perfil de alta sustentación que trabaja a bajo número de Reynolds.

Figura 1. Dimensión alar del UAV SOPKA.



Fuente: Solidworks. São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Con los avances en CFD es posible realizar estudios donde se utiliza un túnel de viento virtual y se controlan variables como: temperatura, presión, velocidad del fluido entre otras, las cuales son definidas por las condiciones en las que va a operar realmente la aeronave, analizando el comportamiento de la capa límite, fuerzas aerodinámicas y distribución de presiones sobre cada una de las superficies aerodinámicas de la aeronave.

## 1 ESTUDIO DE VIABILIDAD.

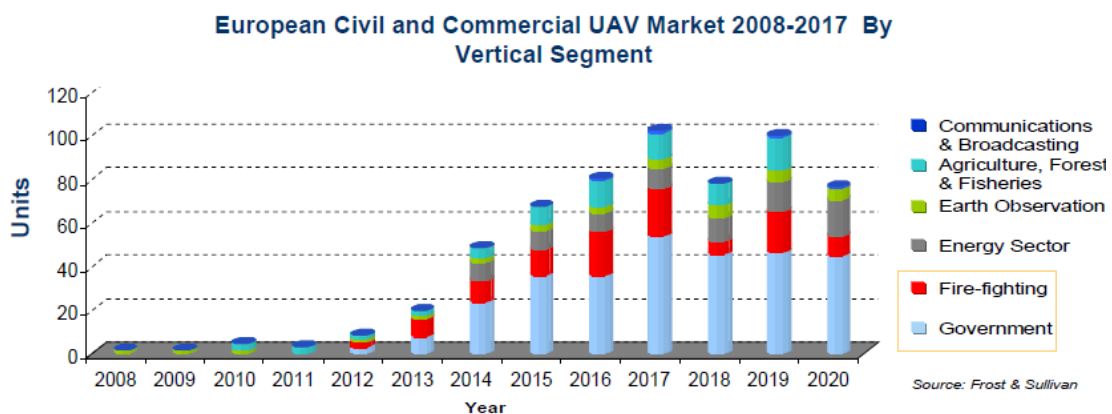
En el presente capítulo se menciona el mercado de este tipo de aeronaves, así como el cliente apropiado para que opere la aeronave, aspectos geográficos del terreno de vuelo y un presupuesto de cuanto ira a costar en caso de continuar con un respectivo proyecto detallado y construcción del modelo.

### 1.1 MERCADO DE UAV'S.

La tecnología de UAV's avanza a tal punto que posibilita a las organizaciones militares a obtener éxito en Europa. Por otro lado, el sector civil y comercial está en fase inicial, identificando una gama de aplicaciones potenciales, en que la tecnología disponible ofrece la oportunidad de sustituir las soluciones existentes.<sup>2</sup>

El mercado de UAV's en el sector civil puede ser segmentado de varias maneras diferentes, surgiendo un consenso sobre la mejor forma de esa repartición en: Comunicación y radiodifusión, agricultura, zona de pesca y floresta, observación de tierra, sector de energía, combate de incendios y sector gubernamental. Se espera que los segmentos no crezcan simultáneamente, pero si conforme a su utilización. En ese orden de ideas se presenta a continuación una gráfica donde se muestra el crecimiento anual de unidades de vehículos aéreos no tripulados y el uso de los mismos en las diferentes aplicaciones mencionadas anteriormente.

Gráfica 1. Mercado de UAV's en Europa.



Fuente: FROST; Sullivan, Current and future User requirements.

<sup>2</sup> FROST; Sullivan, Current and Future User Requirements – Civil and Commercial Market 2007.



El estudio presentado en la gráfica 1 es basado en datos estadísticos de aeronaves que operan en Europa y como se espera que sea su crecimiento dentro de 5 años, es evidente que el crecimiento en esta parte del mundo no es el mismo para el caso de esta aeronave que está diseñada para operar en el territorio colombiano, sin embargo este estudio muestra una idea de como se espera que crezca el mercado de UAV's en las diferentes industrias donde pueden ser aplicados.

A corto plazo, es probable que la mayoría de sistemas UAV's utilizados sea pequeña por presentar un cuadro de reglamentación y seguridad complicada, pero a largo plazo se desea tener aplicaciones más ambiciosas y complejas.

## 1.2 CLIENTES.

El SERVICIO GEOLOGICO COLOMBIANO (SGC), como entidad estatal realiza investigación científica básica para generar conocimiento geológico integral del territorio nacional, como también investigación, seguimiento y monitoreo de las amenazas geológicas que sirva de base para la gestión integral del riesgo, ordenamiento territorial y planificación de desarrollo.

En cuanto a la tarea de vigilancia de actividad volcánica normalmente cuando se sobrevuela el Volcán Galeras, se hace entre 500 m y casi 1,5 Km por encima del cráter. En el caso del Huila y Ruíz, difícilmente se puede sobrevolar por encima de sus cráteres por el tema de altura<sup>3</sup>.

Otro punto es la autonomía del vuelo como tal. Para el caso de Galeras es relativamente fácil ya que la ciudad de Pasto queda muy cerca del edificio volcánico, pero para otros volcanes este tema es más complejo. Llegar al Volcán Nevado del Huila, por helicóptero, implica para el SGC un sobrevuelo que puede estar cercano a las 2,5 horas.

En ese orden de ideas generalmente el "uso" que se le ha dado a los sobrevuelos con el apoyo de la Fuerza Aérea Colombiana, es el de tomar imágenes (de vídeo, fotográficas, térmicas), de las manifestaciones de la actividad volcánica en superficie, cambios morfológicos, seguimientos al crecimiento de domos de lava, seguimiento a los efectos asociados a las erupciones explosivas, para lo cual, se utiliza cámaras de propiedad del SGC, incluyendo una tipo Flir infrarroja, pero también una excelente cámara (normal y térmica) que poseen los helicópteros de la Fuerza Aérea

---

<sup>3</sup> «SGC,»VolcánGaleras,[Enlínea].Available:  
<http://intranet.ingegominas.gov.co/pasto/Generalidades>.

Colombiana. En alguna ocasión se utilizó una avioneta para medir Dióxido de Azufre en algunos volcanes, pero la logística se complicó; además que para una adecuada medición, se requiere realmente atravesar la columna de gases o pasar por debajo de ella, dependiendo del método que se utilice para medir ese tipo de gas.

Estas son razones por las cuales se pensó en una aeronave no tripulada, que no se ve tan afectada como las aeronaves de mayor rendimiento y que facilitan análisis de los volcanes más precisos.

Esta implementación ya está siendo usada en Volcanes de Países como Costa Rica, Chile y algunos estudios de la NASA en volcanes de Hawái. Por ejemplo, en Costa Rica existe un grupo de investigación llamado Gaslab CICANUM liderado por el Doctor Jorge Andrés Díaz quien diseñó un espectrómetro de masas miniatura para medir la columna de gases emanados por el volcán Turrialba y lo instaló en una aeronave no tripulada común que este grupo adquirió, por eso, este grupo de investigación Costarricense sería un potencial cliente ya que se diseñó una aeronave especialmente para que opere en este tipo de territorio.

Después de analizar el marco geográfico del proyecto se pensó que los principales clientes sería el departamento del Servicio Geológico Colombiano de la ciudad de Pasto, ya que los principales cálculos de autonomía y tiempo estimado de misión de la aeronave fueron calculados para la zona sur de nuestro País, enfatizados exclusivamente en las condiciones geográficas del Volcán Galeras.

### 1.3 TERRENO DE OPERACIÓN.

En Colombia existen actualmente algunos volcanes principales que presentan actividad volcánica, entre los que se encuentran el Volcán Galeras, localizado en el departamento de Nariño, aproximadamente a 9 km al occidente de la ciudad de Pasto y unos 12 km desde el observatorio vulcanológico principal de la ciudad de Pasto, cuenta con una altura de 4276 msnm (14028 ft). En el departamento de Caldas encontramos el Volcán Nevado del Ruiz, ubicado a 28 km al SE de Manizales, cuenta con una altura de 5321 msnm (17457 ft)<sup>4</sup>. En el departamento del Huila se encuentra el Volcán Nevado del Huila, ubicado a 60 km al WSW de Neiva, con una altura de 5216 msnm (17112ft)<sup>5</sup>.

---

<sup>4</sup> (SGC) Volcán nevado del Ruiz., <http://intranet.ingehominas.gov.co/manizales/Ruiz>.

<sup>5</sup> (SGC) Volcán nevado del Huila., <http://intranet.ingehominas.gov.co/popayan/Generalidades>

Para realizar un monitoreo constante de los volcanes mencionados anteriormente, se cuenta con estaciones sísmicas cercanas a los volcanes, donde se realiza monitoreo en deformación, red de monitoreo de emisiones en suelos, red de monitoreo de emisiones de dióxido de Azufre, monitoreo de actividad superficial y cambios geomorfológicos, monitoreo aéreo de actividad superficial y cambios geomorfológicos y térmicos como también monitoreo satelital de emisiones volcánicas.

Dadas a las características de desempeño de los resultados obtenidos en la aeronave, el terreno de operación de la misma será enfocada para las condiciones del volcán galeras mencionadas anteriormente, ya que el performance de la misma alcanza una altitud de 5000 msnm, superando la altitud del volcán galeras y por ende siendo operable bajo estas condiciones adecuadas a su misión.

### 1.3.1 VOLCÁN GALERAS.

El Volcán Galeras ubicado en el departamento de Nariño, es considerado como estrato volcán y es uno de los más activos de Colombia, este volcán comenzó a ser monitoreado desde 1989 por INGEOMINAS, durante los últimos años el volcán Galeras ha mantenido una actividad constante, mediante emisiones de ceniza y gases, como también ha registrado al menos 20 erupciones explosivas entre 1989 y 2010, lo cual ha sido necesario la implementación de medidas que permitan la investigación del comportamiento del volcán<sup>6</sup>.

Algunos rasgos Fisiográficos del Volcán Galeras son mostrados en la Tabla 4, además podemos observar en la figura 2 la forma del cráter principal del volcán.

Tabla 4. Rasgos fisiográficos del Volcán Galeras.

Elevación	4276 msnm
Tipo de Volcán	Estratovolcán
Diámetro de la base del edificio volcánico	20 Km
Diámetro del Cráter Principal	320 metros Diámetro y 80 metros de profundidad
Altura del cono activo	150 metros flanco oriental
Distancia desde observatorio	12 Km

Fuente: «SGC,» Rasgos Fisiográficos Volcán Galeras.

<sup>6</sup> Diego, M. G., & Marta LucÃa, C. V. (2001).,» Estado del conocimiento actual del volcán galeras, Colombia. Revista Geofísica, (55), 77, [En línea]. Available: <http://search.proquest.com/docview/194681869?accountid=48891>

Figura 2. Cráter principal del Volcán Galeras.



Fuente: SGC, Ingemonias, Volcán Galeras. San Juan de Pasto, Cráter principal.

## 2 PROYECTO PARAMETRICO Y CONFIGURACIÓN INICIAL.

Para establecer los parámetros básicos de este proyecto, se hizo un banco de datos de UAV's que ya están fabricados y que son de uso tanto militar como civil que se asemejan a la misión que se quiere que la aeronave cumpla, esto con la finalidad de comparar dimensiones, carga alar, carga de potencia, pesos, parámetros de desempeño, entre otros y con esto proceder al desarrollo de una nueva aeronave a partir de concepciones ya existentes.

Entre los distintos tipos de UAV que existen en el mercado encontramos que se clasifican no solo por la misión, sino también por el sistema de propulsión que la aeronave tenga, en ese orden de ideas, se pensó en proyectar una aeronave con propulsión por combustible ya que conocemos por experiencia de proyectos anteriores que tanto su alcance y autonomía serán notablemente mayores a los de una aeronave que trabaje con motor eléctrico.

Para el análisis paramétrico, fueron seleccionadas 20 aeronaves las cuales están listadas en la tabla 5.

Tabla 5. Lista de aeronaves utilizadas en análisis estadístico.

AERONAVES	
1	Aerosonde 4.4
2	Superbat
3	Scaneagle
4	Shadow
5	Seeker II
6	Neptune
7	Arcangel I
8	Aerosonde Mark IV
9	Fury 1500
10	Finder
11	BAT 4
12	Phoenix
13	Shadow 400
14	Arcturus
15	Manta B
16	Silver Fox
17	Killer Bee
18	Creaserelle
19	Penguin B
20	Integrator

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

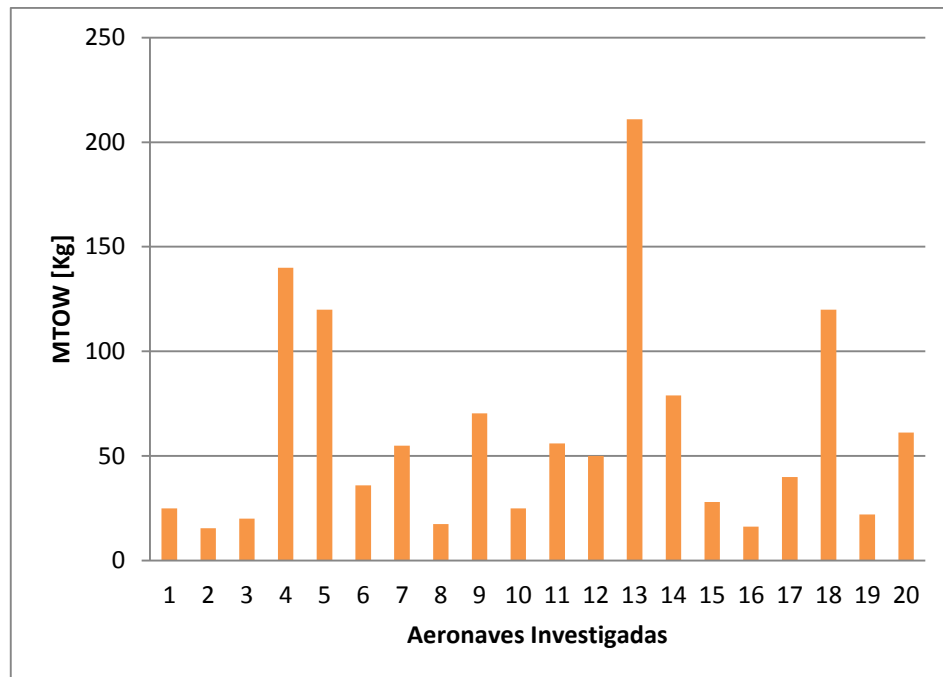
Los datos obtenidos en la investigación de las aeronaves son presentados detalladamente en la tabla del anexo A.

A continuación se muestran gráficos de barras comparativos de las características principales de las aeronaves en estudio, para posteriormente hacer un análisis de entropía estadística, donde se determinan las aeronaves que por sus características de diseño y performance son dominantes entre las otras y donde empieza la configuración de la aeronave SOPKA.

El orden de las aeronaves esta numerado por fecha de fabricación.

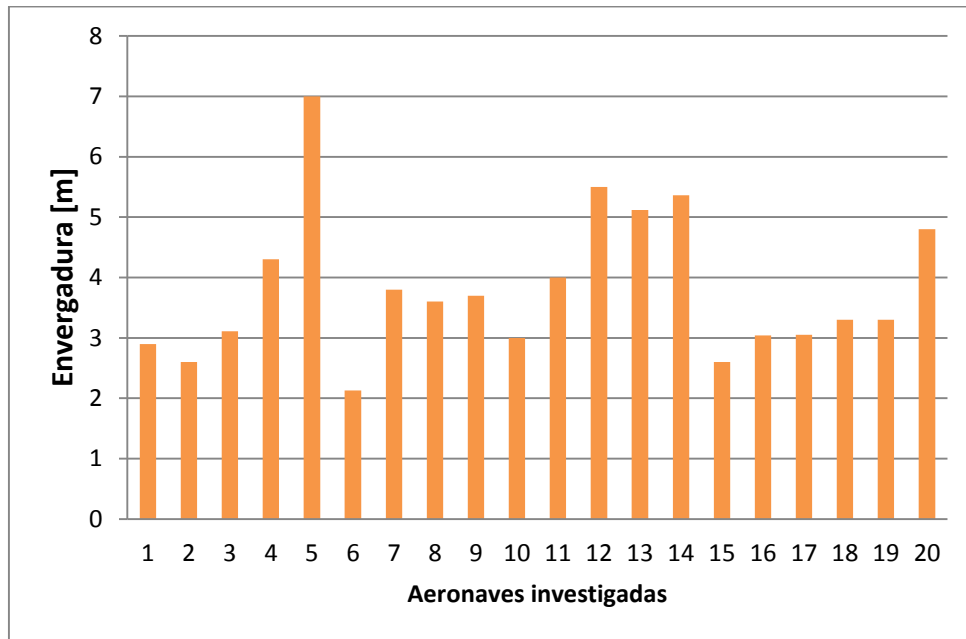
## 2.1 GRÁFICOS COMPARATIVOS.

Gráfica 2. Gráfico para Peso máximo de despegue [MTOW].



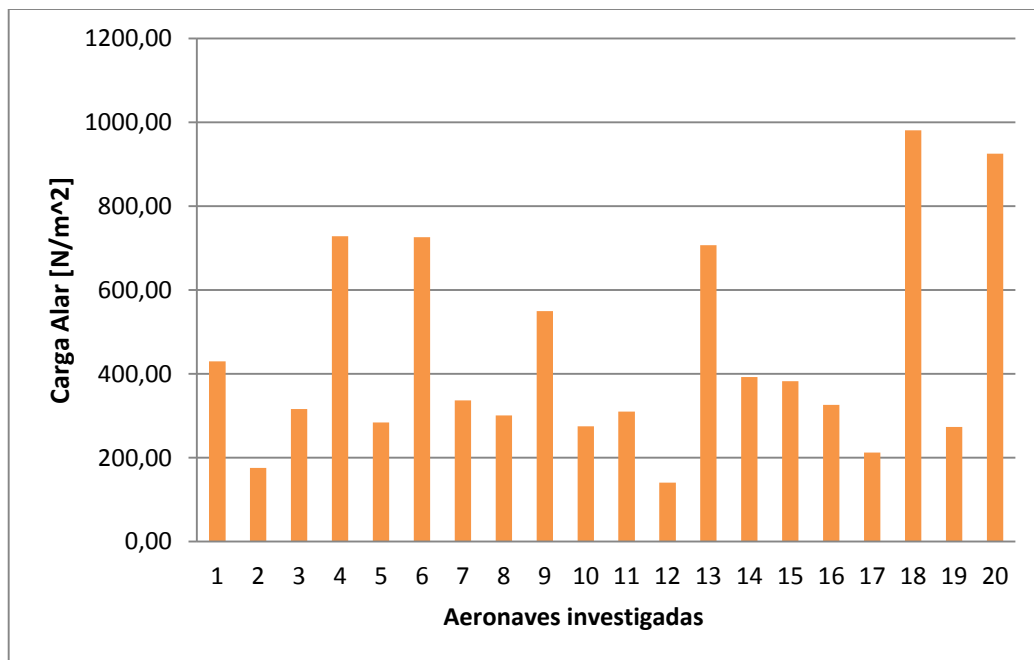
Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 3. Gráfico para envergadura.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

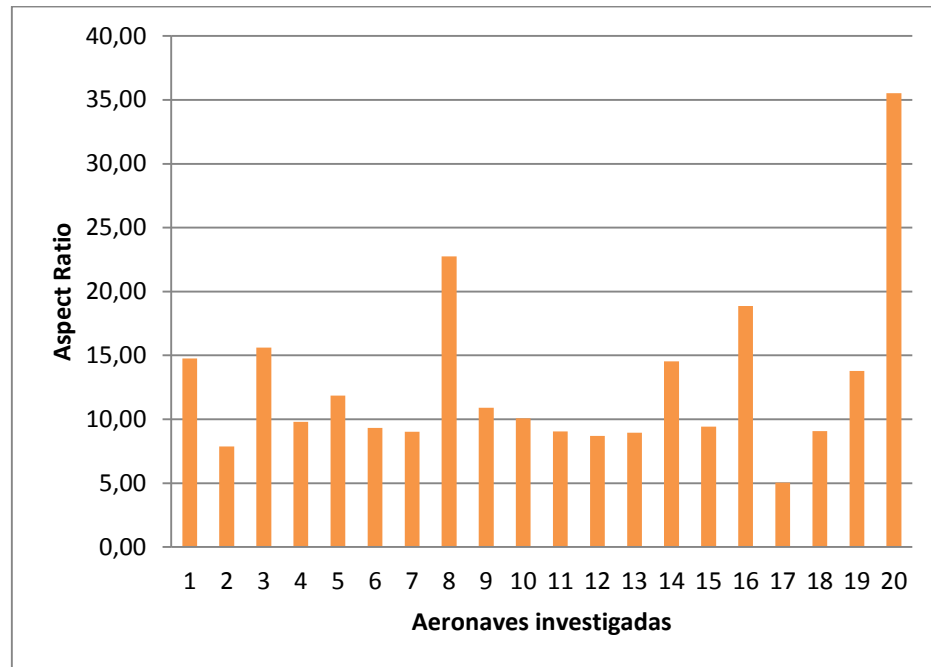
Gráfica 4. Gráfico para Carga Alar.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

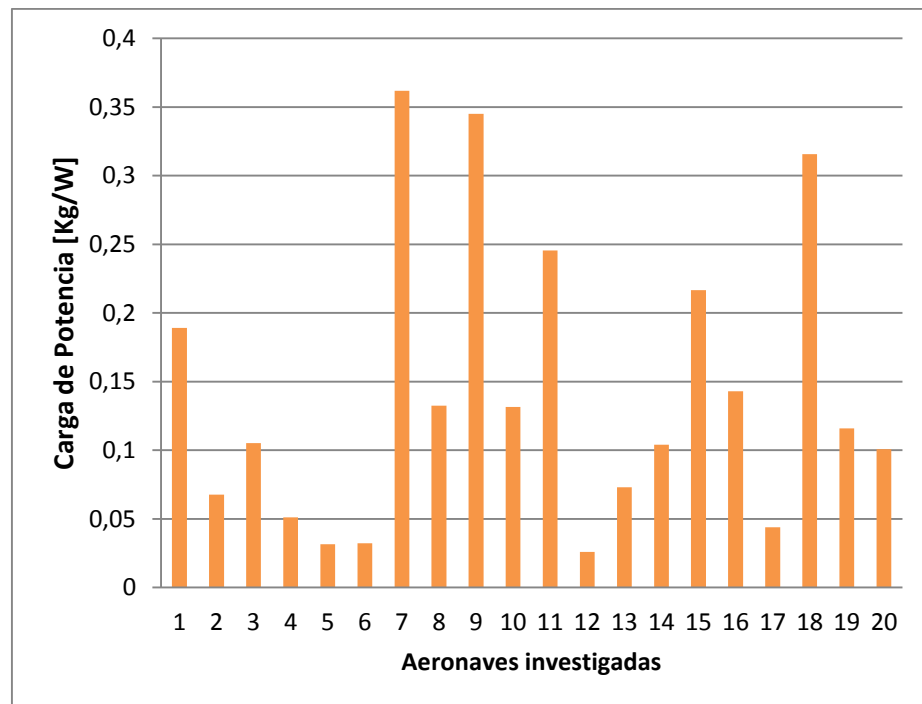


Gráfica 5. Gráfico para Aspect Ratio.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 6. Gráfico para Carga de Potencia.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Para el caso del peso máximo de despegue, se tiene que un 80% de las aeronaves trabaja con un MTOW inferior a 50 Kg, para el grafico de envergadura la relación de estas aeronaves tiende a que la mayoría oscila entre valores de 2,8 a 3,3 metros de envergadura.

Para el grafico de carga alar, se tiene que para un 85% de las aeronaves su carga alar no supera los 400 [N/m<sup>2</sup>], el grafico de Aspect ratio muestra una relación diferente para cada aeronave, puesto que este es un parámetro que depende más de la experiencia de los proyectistas aeronáuticos, aunque se tiene que para la mayoría de las aeronaves está en torno a 8 y 12, por último se tiene que para la relación de carga de potencia los datos de las aeronaves que fueron producto de investigación varían considerablemente teniendo en cuenta que este valor tiene que ver con la capacidad de potencia del motor de las mismas, como con el peso máximo de despegue que estas tengan.

A demás de las características presentadas anteriormente, fue necesario analizar cada una de las aeronaves mencionadas anteriormente teniendo en cuenta aspectos como tipo de ala, posición de la misma y tipo de empenaje con la que operan, estos datos pueden verificarse en el anexo B.

En él se podrá apreciar que en cuanto a la posición de la superficie alar el 85% de las aeronaves que fueron producto de investigación usan ala alta y un 15% de ellas usan ala media, Para la configuración del tipo de ala, se obtiene que un 25% de las aeronaves poseen ala recta, un 15% ala trapezoidal, un 15% ala elíptica, un 20% ala trapezoidal con flechamiento, un 20% ala recta con estrechamiento en la punta y un 5% ala delta.

Para la configuración del empenaje, se tiene que un 15% de las aeronaves en estudio posee empenaje convencional, un 5% empenaje tipo “V”, un 5% empenaje tipo “T”, un 35% empenaje tipo “H” y un 25% empenaje tipo “V invertido”.

## 2.2 ENTROPÍA ESTADÍSTICA.

La teoría de información fue mencionada por primera vez por Claude E. Shannon en 1948 en un artículo titulado “A mathematical Theory of Communication”. La principal propuesta de trabajo es tratar el problema de transmisión de información a través de un canal ruidoso.

Él no podría imaginar que toda una nueva área de la matemática resultara de esa propuesta. Investigaciones fueron realizadas y teorías matemáticas

fueron creadas, pero la más importante contribución de Shannon fue la utilización de entropía para elaborar muchas de sus teorías.<sup>7</sup>

El termino Entropía fue empleado por primera vez por Rudolf Clausius en 1850, refiriéndose a entropía termodinámica, entre tanto la definición más moderna de entropía como una medida de desorden de un sistema fue introducida por Ludwig Boltzmann en 1887. Este desorden o entropía estadística fue resultado de la base teórica de la mecánica estadística y fue posteriormente usada por Shannon en su teoría de información.

En la teoría de información, entropía representa la incerteza relacionada a una base de datos (Shannon, 1948). Esos índices han sido determinados adaptando una medida de entropía utilizada tanto para resolver las incertezas existentes como para aproximar los resultados obtenidos deduciendo el peso de cada factor.

La entropía estadística tiene como base la distribución de probabilidad y representa resultados satisfactorios en los estudios de fenómenos evolutivos en nivel de cualquier población de entidades heterogéneas (Saviotti 1966). Sistemas como evolución biológica, crecimiento económico, reconstrucción de imagen y evolución tecnológica en sectores específicos de las industrias automovilísticas y aeronáuticas pueden ser estudiados usando entropía estadística.

Utterback y Abernathy (1975) propusieron un concepto de ciclo de vida para describir la evolución tecnológica de un proyecto en desarrollo. Si cierta tecnología se estableció por un periodo largo de tiempo sin presentar grandes innovaciones, se puede concluir que la entropía o grado de incerteza de periodo es muy bajo y que los competidores harían uso de las innovaciones impuestas en el pasado de esa tecnología.<sup>8</sup>

En el inicio del ciclo de vida de un producto, una variedad de nuevos productos está siendo desarrollado. La competición entre proyectos es eventualmente resuelta con un surgimiento de un proyecto considerado dominante. Posteriormente toda la innovación se concentrara en el proceso de mejoras e incrementos del producto con referencia a aquel proyecto dominante.

---

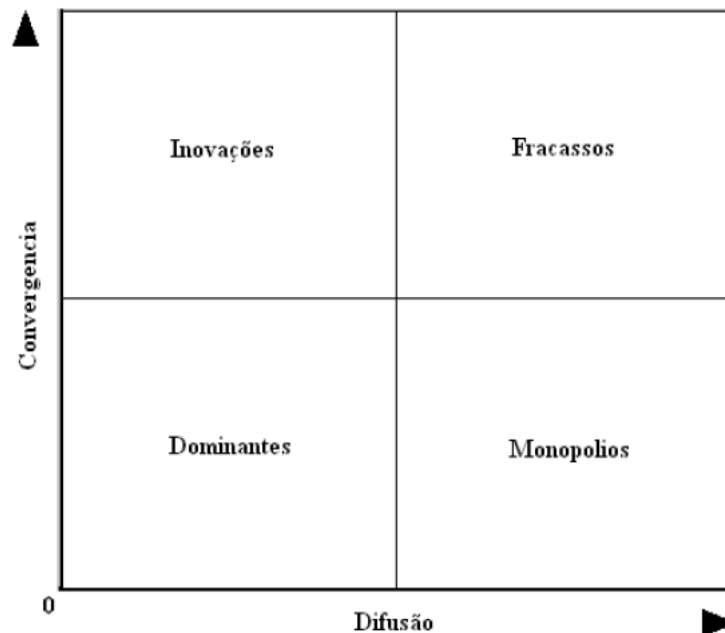
<sup>7</sup> Tesis de doctorado USP-EESC, Profesor Phd. Álvaro Abdalla, OMPP para Projeto Conceitual de Aeronaves, Baseado em Heurísticas Evolucionárias e de Tomadas de decisões Pag 22.

<sup>8</sup> Tesis de doctorado USP-EESC, Profesor Phd. Alvaro Abdalla, OMPP para Projeto Conceitual de Aeronaves, Baseado em Heurísticas Evolucionárias e de Tomadas de decisões Pag 23-24-25.

Teniendo en cuenta la teoría presentada anteriormente y haciendo uso de un programa de entropía estadística desarrollado por el profesor Phd. Álvaro Abdalla denominado ENTROPIA, existen cuatro tipo de proyectos que pueden ser distinguidos en términos de sus valores de difusión y convergencia.

- Proyectos localizados en el cuadrante sur-oeste con bajo valor de difusión y bajo valor de convergencia son clasificados como “Dominantes”.
- Proyectos localizados en el cuadrante sur-este con alto valor de difusión y bajo valor de convergencia son clasificados como “Monopolio”
- Proyectos localizados en el cuadrante nor-oeste con alto valor de difusión y alto valor de convergencia son clasificados como “Fracasos”.
- Proyectos localizados en el cuadrante nor-este con bajo valor de difusión y alto valor de convergencia son clasificados como “Innovaciones”.

Figura 3. Cuadro de Difusión y Convergencia.



Fuente: Tesis Doctorado Phd. Álvaro Abdalla, USP-EESC.

### 2.3 APLICACIÓN – ENTROPÍA ESTADÍSTICA.

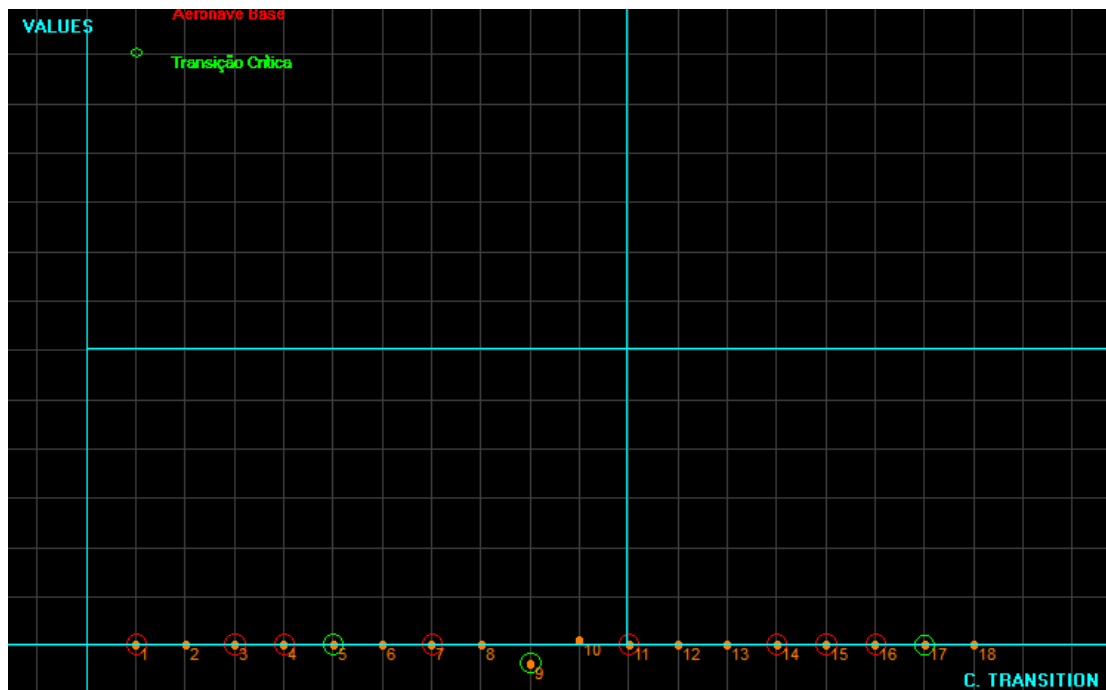
La aplicación de esta metodología para este proyecto es apoyada en el trabajo de la persona que fue orientador del mismo, cuya teoría fue mencionada anteriormente.

Para este análisis se hizo una serie cronológicamente ordenada de las características de las 20 aeronaves mencionadas anteriormente tipo UAV's. El periodo escogido para el análisis de los proyectos será de aproximadamente 15 años, o sea, desde la fabricación de la primera aeronave en la lista de base de datos, hasta la última aeronave en ella.

En ese orden de Ideas y teniendo en cuenta los datos de la tabla del anexo A se obtuvieron los siguientes resultados.

La figura 4. Representa los datos de la transición crítica, las aeronaves que poseen transición crítica son aquellas que tienen una variación significativa en su diseño y en sus características de desempeño. Tres aeronaves dentro de las estudiadas presentan transición crítica: Sekker II, Fury 1500, Killer bee (5, 9, 17). Se trata de aeronaves poco significativas en lo que se pretende diseñar, esto lleva a creer que en el mercado no se están buscando aeronaves que salen de lo convencional.

Figura 4. Resultados de Transición Crítica.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Se puede observar que la difusión de las aeronaves del banco de datos es grande, tal factor probablemente ocurre dado que se tratan de aeronaves que son actuales con mejor tecnología y materiales de construcción diferentes.

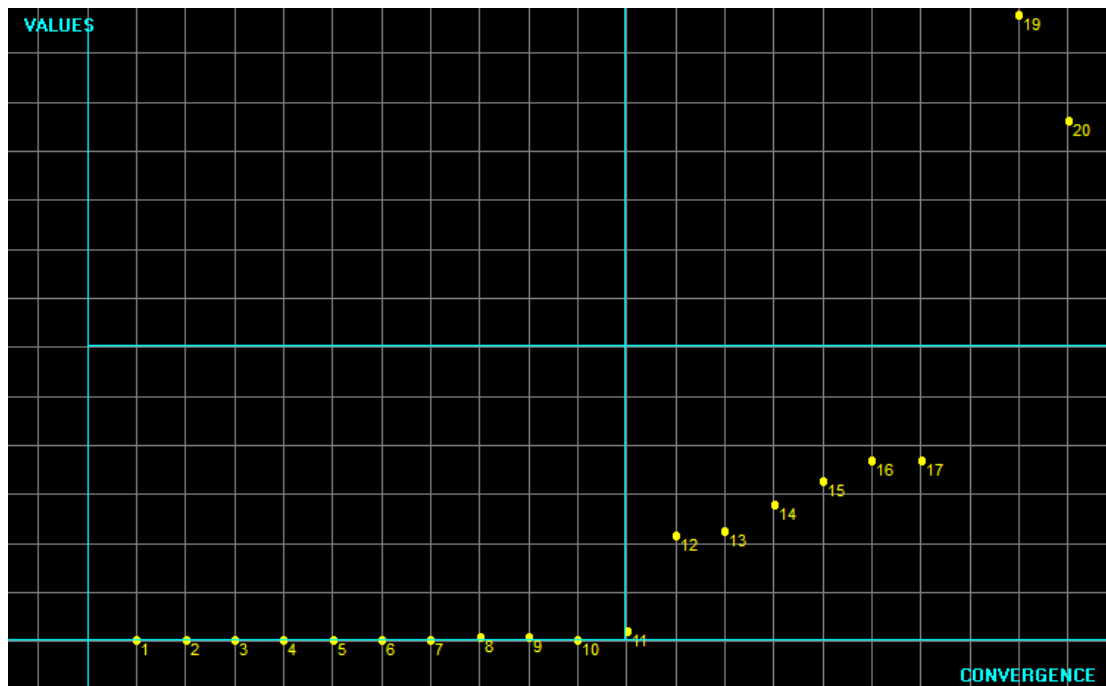
Figura 5. Resultados de Difusión.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

En cuanto a la convergencia, se puede observar que a lo largo del tiempo, las aeronaves estudiadas no presentan grandes diferencias, probablemente porque son basadas en diseños de aeronaves anteriores. Así, las aeronaves convergirán a través del tiempo para características similares, aunque todavía presentan ciertas diferencias.

Figura 6. Resultados de Convergencia.

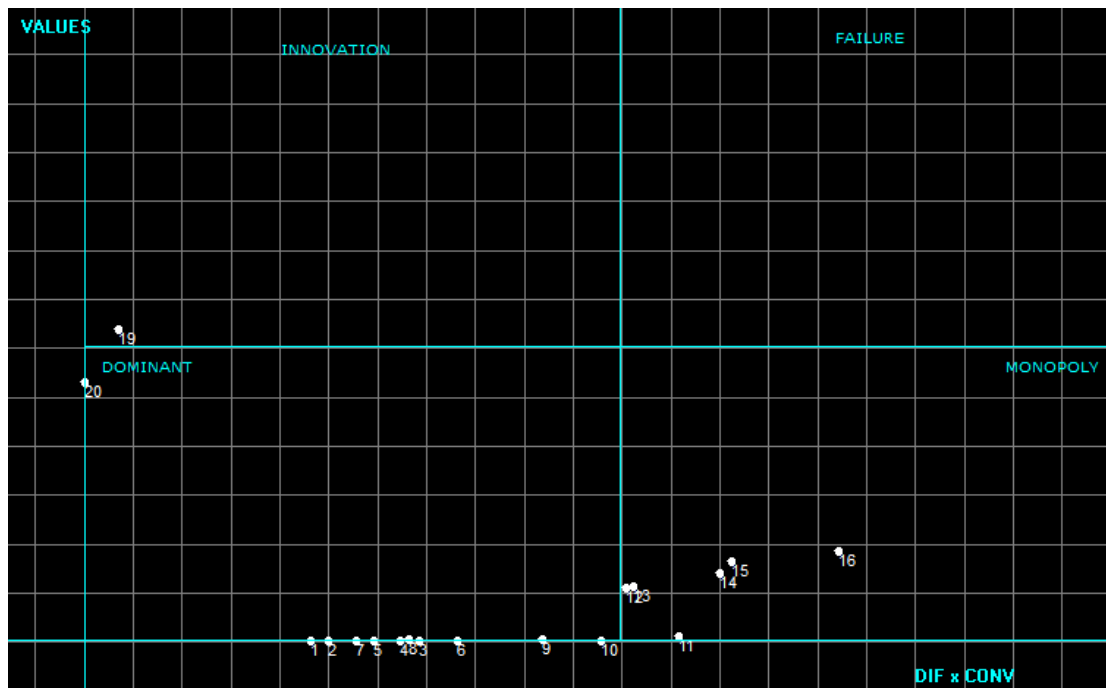


Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Se puede observar en la figura 7. Las aeronaves dominantes, las que llegaron al estado de monopolio, las que presentan fallas y las que se consideran una innovación. De acuerdo con el análisis se tiene que la aeronave Silver Fox (16) fue una aeronave dominante, pero a lo largo del tiempo, llegó a ser una aeronave monopolio, además de eso se observa que existen dos aeronaves que son innovadoras que tienden a ser dominantes también, como es el caso de la aeronave Penguin B (19) y la aeronave Integrator (20), se observa también que no existen aeronaves que representen fallas significativas, esto se debe a que el periodo de fabricación entre todas las aeronaves es poco ya que las aeronaves no tripuladas son modernas a comparación con otro tipo de aviones.

Las aeronaves que son dominantes son aquellas que sus características de diseño y desempeño fueron base para el desarrollo de las otras, esto significa que los parámetros de estas aeronaves son bastante eficientes y el factor de riesgo al momento del desarrollo de proyectos nuevos será menor como es el caso de la aeronave Aerosonde 4.4 (1) y la aeronave Superbat (2).

Figura 7. Resultados de Difusión y Convergencia.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Teniendo en cuenta los resultados mostrados anteriormente, se pensó que las características de la aeronave en desarrollo sean similares a las de las aeronaves que tienden a ser las más dominantes, como también se pretende que esta aeronave tenga cierta inclinación a ser de innovación. En ese orden de ideas a continuación se presentan las características principales de las aeronaves que fueron referencia principal para el dimensionamiento y desarrollo de este proyecto, entre ellas: las más dominantes Aerosonde 4.4 y Super Bat; y la aeronave Penguin B, que es una aeronave que es innovación dentro de las características de ella estudiadas, pero que sin embargo tiende a ser relativamente dominante entre las otras.

### 2.3.1 AEROSONDE 4.4.

Aerosonde es un pequeño UAV usado para volar sobre océanos en la colecta de datos meteorológicos, incluyendo temperatura, presión atmosférica y velocidad del viento. Su sistema de propulsión se caracteriza



por tener un motor Enya R120 y lleva a bordo un pequeño computador, instrumentos meteorológicos y un receptor GPS para navegación<sup>9</sup>.

Figura 8. Aerosonde 4.4.



Fuente: In display at museum of flight, Seattle, WA.

Tabla 6. Data Sheet - Aerosonde 4.4.

Fabricación	dic-01
WING SPAN [m]	2,9
LENGTH [m]	1,7
MTOW [Kg]	25
CEILING [m]	4500
Medium Speed [m/s]	25,44
Power [hp]	1,74
Superficie [m^2]	0,57
AR	14,75
CL	1,08

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

### 2.3.2 SUPERBAT.

El MLB SUPERBAT es un pequeño UAV que tiene capacidades de misión que sólo se encuentran en UAVs grandes. El Super Bat es un sistema UAV completo que puede funcionar de forma autónoma, ofrecer imágenes de video de alta calidad, y puede ser transportado en un vehículo normal con capacidad de tener un despegue por medio de catapulta. El avión opera de

<sup>9</sup> From AAIA the Aerosonde UAV is a small-class aircraft developed for meteorological data collection.

[http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=1042](http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1042)

forma autónoma, tiene una duración máxima de 10 horas, y el alcance de la telemetría de hasta 10 millas.<sup>10</sup>

Figura 9. Superbat.



Fuente: MLB Company; 3335 KiferRoad. Santa Clara, CA.

Tabla 7. Data Sheet - Superbat.

Fabricación	dic-01
WING SPAN [m]	2,6
LENGTH [m]	1,6
MTOW [Kg]	15
M. PAYLOAD [Kg]	2
CEILING [m]	4572
Medium Speed [m/s]	28,295
Power [hp]	3
Superficie [m^2]	0,73
AR	7,86
CL	0,35

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

### 2.3.3 PENGUIN B.

Penguin B es un pequeño vehículo aéreo no tripulado multipropósito diseñado y fabricado por la fábrica de República de Letonia UAV's. Posee captura de datos de inteligencia en tiempo real y la transmite a la estación de control de tierra portátil (PGCS) por un enlace de datos digital.

<sup>10</sup> <http://mlbuav.com/products-s-bat/>

El vuelo inaugural del vehículo tuvo lugar en agosto de 2011. También se realizó una prueba de recuperación de la aeronave mediante paracaídas en agosto de 2011.<sup>11</sup>

Figura 10. Penguin B.



Fuente: UAV Factory, ISO9001:2008 Certified.

Tabla 8. Data Sheet - Penguin B.

Fabricación	jun-12
WING SPAN [m]	3,3
LENGTH [m]	2,27
MTOW [Kg]	20
M. PAYLOAD [Kg]	10
CEILING [m]	5000
Medium Speed [m/s]	24,5
Power [hp]	2,5
Superficie [m^2]	0,72
AR	13,78
CL	0,74

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

<sup>11</sup> <http://www.airforce-technology.com/projects/penguin-b-unmanned-aerial-vehicle>

### 3 ESTIMACIONES INICIALES.

El diseño del ala del UAV SOPKA se basa en los requerimientos propuestos por el grupo de proyecto, en la tabla 9 se muestran las características generales que debe tener la aeronave y sus mínimos o máximos parámetros de diseño. Estos requerimientos son generales y describen únicamente una necesidad pero no determinan de ninguna manera un diseño o una geometría específica para la aeronave, por tal motivo es necesario realizar la conceptualización inicial de la aeronave partiendo desde ceros.

Cada uno de los parámetros mostrados en la siguiente tabla son basados teniendo en cuenta el análisis de terreno, el estudio paramétrico mostrado anteriormente y el perfil de misión que tendrá la aeronave.

Tabla 9. Requerimientos de la aeronave SOPKA.

REQUERIMIENTO	UNIDAD	VALOR
Altura de despegue	m	2527
Techo de Operación	m	4500
Autonomía de vuelo	Horas	3
Carga Paga	Kg	3.6
MTOW	Kg	15.64

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

#### 3.1 MISIÓN.

Luego de conocer los requerimientos de la aeronave, se planteó el perfil de misión adecuado basado en los requerimientos de la tabla 9. Los gráficos 7 y 8 muestran el perfil de misión con respecto a la distancia y al tiempo respectivamente. Las distancias y los tiempos en esta misión fueron establecidos a partir de los parámetros de la tabla 9 y tabla 4.

El perfil de misión se describe a continuación: La aeronave cuenta con dos sistemas de alimentación de batería, uno para el generador del motor y otro para las superficies de control, que serían 4 motores eléctricos, dos para los alerones y dos para los elevadores; con el acelerador en cero se enciende la batería del motor principal y la correspondiente a las superficies móviles. Es programada una ruta de vuelo por medio del piloto automático que cuente

con los waypoints necesarios para que la aeronave vuele por encima de cráter y después de cumplir su misión pueda regresar y orbitar cerca del lugar de aterrizaje, en el piloto automático se conectan los instrumentos necesarios para la misión, en este caso la cámara para video en tiempo real, cámara infrarroja, o cámara de fotografía, además el piloto automático cuenta con GPS para saber su posición exacta.

La aeronave parte desde el Servicio Geológico Colombiano (SGC) de la ciudad de Pasto (2527 msnm), donde se estiman 10 minutos de preparación de los dispositivos electrónicos y de la programación de misión, durante estos minutos está incluida la carrera de despegue que toma 15 segundos hasta que se eleva e inicia un ascenso hasta una altura de 4500 msnm; durante el ascenso se desplaza una distancia de 2 kilómetros y vuelta durante el crucero hasta una distancia de 12 kilómetros en un periodo de tiempo de 15 minutos, al estar cerca del edificio volcánico disminuye su velocidad hasta la velocidad de aplicación donde realiza un patrón circular sobre el cráter manteniendo su altitud, esta etapa es la que el grupo de proyecto la llamo de aplicación y bajo estas condiciones fue proyectada el ala de la aeronave que se explicará en el capítulo 4, en esta etapa la aeronave hará un reconocimiento geográfico del cráter del volcán, tomando fotografías donde se pueda visualizar cambios geomorfológicos y/o térmicos, además de obtener video en tiempo real de lo sucedido en el volcán, esto con el fin de proporcionar al SGC datos precisos para que sean analizados y determinar las condiciones en las que el volcán se encuentra en ese día; posteriormente conservando su altitud, realiza un crucero de regreso hasta el punto de origen y su respectivo descenso para aterrizaje, allí se estima que en 10 minutos realice las operaciones de aterrizaje. En total cubre 100 minutos de operación y recorre una distancia de 25 Km.

Esta misión se diseñó pensando en que la aeronave despegue y aterrice en pista, ya que la sede del SGC de la ciudad de Pasto tiene un amplio terreno el cual permite que sea utilizado como pista para la aeronave.

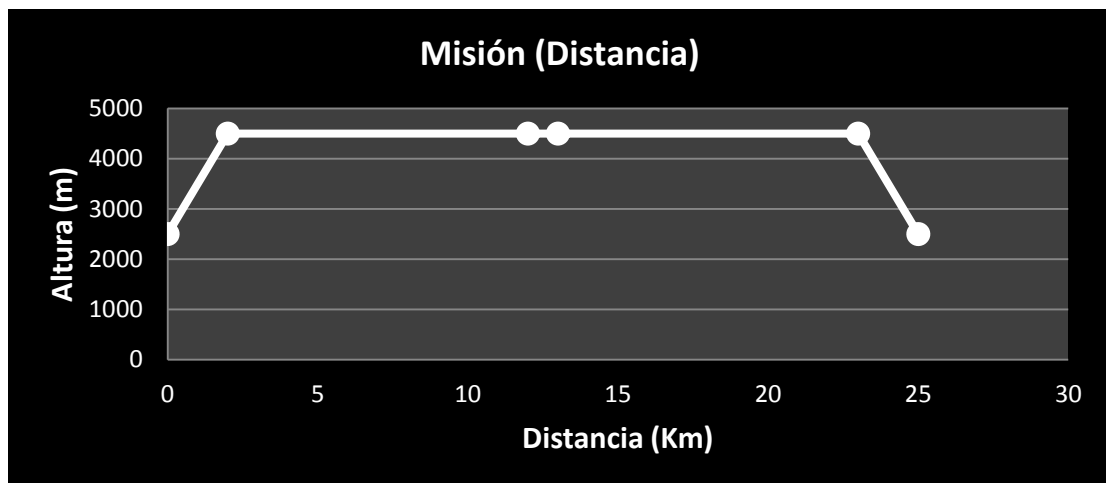
Figura 11. Servicio Geológico Colombiano, sede Pasto.



Fuente: SGC, <http://www.sgc.gov.co/Pasto.aspx>.

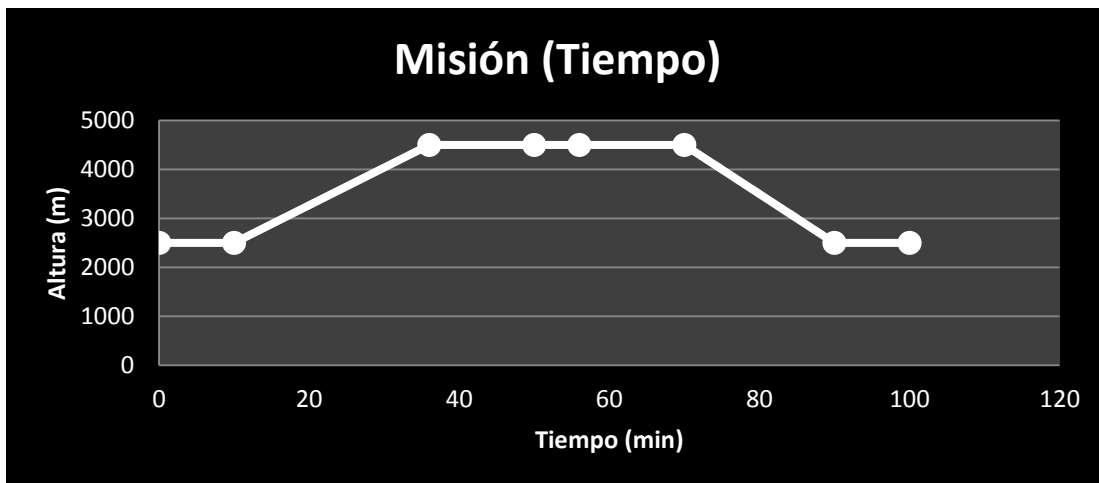
A continuación se presentan los perfiles de misión en función de la distancia y del tiempo respectivamente.

Gráfica 7. Perfil de misión en función de distancia.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 8. Perfil de misión en función del tiempo.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

La misión presentada anteriormente fue el parámetro inicial para realizar la estimación de pesos de la aeronave, cabe resaltar que la aeronave tendrá como sistema de despegue alternativo una catapulta y como sistema de recuperación vertical un paracaídas, ambos serán presentados en el capítulo 6. Se pensó que la aeronave tenga las opciones de despegue y aterrizaje mencionadas anteriormente ya que si se desea hacer estudios más cercanos al volcán, la mejor propuesta sería desplazar la aeronave junto con su catapulta a las faldas del edificio volcánico.

### 3.2 ESTIMACIÓN DE PESOS.

Las aeronaves de un modo general deben cumplir ciertas exigencias y especificaciones como alcance, autonomía, velocidad de crucero y velocidad máxima cuando estén transportando una cierta cantidad de carga paga.

Uno de los parámetros más importantes en el inicio de un diseño es establecer los diferentes pesos relacionados a la aeronave, en ese orden de ideas esta estimativa fue realizada haciendo una relación entre la metodología planteada por Raymer<sup>12</sup> y la de Nicolai Leland.<sup>13</sup>

Los cálculos en esta etapa del proyecto fueron realizados en unidades Inglesas y su resultado fue convertido a unidades internacionales.

<sup>12</sup> Dr. Daniel Raymer, Aircraft Design: A conceptual approach, EUA. 1992

<sup>13</sup> Leland M. Nicolai; Grant E. Carichner, Fundamentals of Aircraft and Airship Design, EUA. 2010

### 3.2.1 PRESENTACIÓN DEL METODO EN LINEAS GENERALES.

Dada la ecuación de 3.1 del libro de Raymer.

Ecuación 1. Estimación de Pesos.

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 12

Bajo esta condición, el peso de la tripulación será cero, por tanto la ecuación queda:

Ecuación 2. Estimación de Pesos sin tripulación.

$$W_0 = W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 12.

### 3.2.2 DETERMINACIÓN DE CARGA PAGA.

El peso de la carga paga de la misión es normalmente especificado, siendo constituido básicamente por los pesos de cada uno de los componentes que llevara a bordo la aeronave.

Para el caso en estudio, la aeronave ira a transportar 3,65 Kg de carga paga en la misión que cumplirá. A continuación se presentan los componentes que llevara la aeronave además de su respectivo peso en Libras.

Tabla 10. Carga Paga de la aeronave SOPKA.

W Payload [Kg]	
W Cámara	0,9
W generador	0,5
W Avionic	1,25
W parachute	0,38
W Fuel System	0,02
W servos	0,4
<b>TOTAL</b>	<b>3,65</b>

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

En el Capítulo 7 se hará una descripción detallada de cada uno de los componentes que hacen parte de la carga paga de la aeronave SOPKA.



### 3.2.3 DETERMINACIÓN DE MASA DE COMBUSTIBLE.

Para determinar la masa de combustible usada durante la misión, se usó el método de las fracciones de combustible. En este método, la misión típica de la aeronave es dividida en diversas fases, siendo la masa de combustible calculada para cada fase.

La fracción de combustible para cada fase es definida siendo la razón entre el peso de fin e inicio de cada fase.

El próximo paso es determinar numéricamente cuales son las fracciones de combustible referentes a cada fase. Rápidamente, se divide la misión en algunas etapas.

Como la aeronave SOPKA posee una misión típica (monitoreo, control y toma de datos del Volcán Galeras) se realiza a continuación los cálculos de consumo de combustible para el caso presentado.

De un modo general, las fases desarrolladas durante la misión son:

- Encendido de motor y despegue: El peso inicial es  $W_0$  y el peso final es  $W_1$ . La fracción de combustible para esta fase es definida siendo  $W_1/W_0$ . Este valor se encuentra en la tabla 3.2 del libro de Raymer.<sup>14</sup>
- Ascenso hasta altitud de crucero: El peso inicial es  $W_1$  y el peso final es  $W_2$ . La fracción de combustible para esta fase es definida siendo  $W_2/W_1$ . Este valor se encuentra en la tabla 3.2 del libro de Raymer.<sup>15</sup>
- Crucero 1: El peso inicial es  $W_2$  y el peso final es  $W_3$ . La fracción de combustible de esta fase es definida siendo  $W_3/W_2$ . Este valor puede ser estimado por la ecuación de Breguet.

Ecuación 3. Ecuación de Breguet.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp^{\frac{-R_q C}{V(L/D)}}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 17.

---

<sup>14</sup> Daniel Raymer, Aircraft Design: A conceptual approach, EUA. 1992; Table 3.2 Historical misión segment weight fractions.

<sup>15</sup> Daniel Raymer, Aircraft Design: A conceptual approach, EUA. 1992; Table 3.2 Historical misión segment weight fractions

Bajo esta condición el rango de la misión en crucero es 25000 metros, para el Consumo específico de combustible, dado que fue difícil acceder a las tablas de rendimiento que proporciona el motor escogido para la aeronave y que no se encuentra con facilidad graficas donde se relacione el consumo específico de combustible con el peso de aeronave para aeronaves de pequeño porte, al ser una estimativa, se asumió un valor de 0.8, encontrado en un foro donde se buscó las características de rendimiento del motor escogido para la aeronave<sup>16</sup>.

El valor de la velocidad fue estimado haciendo una relación de las velocidades medias de las aeronaves dominantes que fueron patrón de este proyecto con un valor de 25 m/s.

La relación L/D fue estimada de la ecuación 5.4 del libro de Nicolai Leland.

Ecuación 4. Estimación de L/D.

$$L/D_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}k}}$$

Fuente: Leland, N. Fundamentals of Aircraft and Airship Design.  
EUA. 2010, pag 129.

El coeficiente de arrastre parasita es de 0,033 tomado del libro de Nicolai Leland<sup>17</sup> para aeronaves de pequeño porte con tren de aterrizaje fijo y el valor de la constante de arrastre debida a la sustentación es determinado por la ecuación 5.5 del libro de Nicolai Leland.

Ecuación 5. Constante de Arrastre inducido.

$$k = \frac{1}{\pi e AR}$$

Fuente: Leland, N. Fundamentals of Aircraft and Airship Design.  
EUA. 2010, pag 130.

La media de AR es 12 de las aeronaves patrón de este proyecto, se asume una eficiencia de Oswald del 80% ya que es el valor de eficiencia de aeronaves que varía entre 70 y 85% debido a la interferencia entre ala y fuselaje, además de la contribución del empenaje y las superficies expuestas al fluido, así el valor de k=0.036.

---

<sup>16</sup> <http://www.rcuniverse.com/forum/questions-answers/5899720-os-70-surpass-vs-os-61-fx-fuel-consumption-print.html>

<sup>17</sup> Nicolai Leland, Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Table 5.2, Pag 129

Reemplazando los valores en la ecuación 4, se obtiene un valor aproximado de 17 para la relación L/D.

- Tiempo de vuelo en espera (Loiter): Este parámetro no hace parte de la misión de la aeronave, pero por recomendación del orientador de este trabajo fue calculado para esta estimativa. El peso inicial es  $W_3$  y el peso final es  $W_4$ . La fracción de combustible de esta fase es dada por  $W_4/W_3$ . Este valor puede ser estimado por la ecuación de autonomía de Breguet (Raymer Eq 3.8), puede ser escrita así:

Ecuación 6. Ecuación de autonomía de Breguet.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-EC}{(L/D)}\right)$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 17.

Bajo esta condición la autonomía de la aeronave en misión será de 3.5 horas. La relación L/D para esta condición se estimó mediante la relación que hace Raymer en la página 22 de su libro, donde dice que el L/D para la condición de Loiter es 0.866 el L/D para crucero.

- Crucero 2: El peso inicial es  $W_4$  y el peso final es  $W_5$ . La fracción de combustible de esta fase es definida siendo  $W_5/W_4$ . El valor de esta fracción es igual al valor correspondiente al primer crucero realizado por la aeronave.
- Descenso: El peso inicial es  $W_5$  y el peso final es  $W_6$ . La fracción de combustible de esta fase es definida siendo  $W_6/W_5$ . Este valor se encuentra en la tabla 3.2 del libro de Raymer
- Aterrizaje y apagado de motor: El peso inicial es  $W_6$  y el peso final es  $W_7$ . La fracción de combustible de esta fase es definida siendo  $W_7/W_6$ . Este valor se encuentra en la tabla 3.2 del libro de Raymer.

Finalmente con la ecuación 5.8 del libro de Nicolai Leland se hace una relación de cada una de las etapas de misión de la aeronave para tener el parámetro para encontrar la relación peso de combustible sobre peso de despegue.

Ecuación 7. Fracciones de Peso en el despegue.

$$\frac{W_7}{W_0} = \left( \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \right)$$

Fuente: Leland, N. Fundamentals of Aircraft and Airship Design.  
EUA. 2010, pag 132.

Los resultados del cálculo de las fracciones de los pesos a lo largo del perfil de misión son mostrados en la tabla 11.

Tabla 11. Fracciones de Peso del Perfil de misión.

Mission Segment Weight Fractions	
$W_1/W_0$	0,970
$W_2/W_1$	0,985
$W_3/W_2$	0,985
$W_4/W_3$	0,826
$W_5/W_4$	0,985
$W_6/W_5$	0,993
$W_7/W_6$	0,995
<b><math>W_7/W_0</math></b>	<b>0,757</b>

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Una vez obtenidos estos valores se pudo calcular de acuerdo con el proceso de Raymer<sup>18</sup> el valor de  $W_f/W_o$  donde se asume un 6% de combustible de reserva y la ecuación 8 para dicho calculo en las 8 etapas del perfil de diseño de la aeronave, se muestra a continuación por medio de la ecuación 3.11 del libro de Raymer.

Ecuación 8. Etapas del perfil de diseño.

$$\frac{W_f}{W_o} = 1.06 \left( 1 - \frac{W_7}{W_o} \right) = 0.257$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 23.

### 3.2.4 DETERMINACIÓN DEL PESO VACIO.

Despejando el peso vacío de la ecuación 1 se obtiene:

<sup>18</sup> Daniel P. Raymer, A conceptual research Approach, Estados Unidos, AIAA, 1992.

Ecuación 9. Despejando el Peso vacío.

$$W_{empty} = W_o - W_{fuel} - W_{payload}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 15.

Así, asumiendo un  $W_o$  de 14,5 Kg que es aproximadamente la media del peso de las aeronaves patrón, se obtiene que el peso vacío de la aeronave es  $W_{empty} = 7,3$  Kg, por lo tanto la relación  $\frac{W_{empty}}{W_o} = 0.505$

Para obtener el valor de  $W_o$  se utilizó la ecuación 3.4 del libro de Raymer donde se asume el valor de la tripulación como cero de acuerdo con lo establecido previamente.

Ecuación 10. Peso total de despegue.

$$W_o = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - (W_f/W_o) - (W_e/W_o)}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 12.

Lo anterior sugiere que el peso total para el despegue de la aeronave es de  $W_o = 15,5$  Kg, Además con los resultados se obtiene también el valor del peso del combustible  $W_f = 3,55$  Kg.

El desarrollo de la estimación de pesos anteriormente mencionada se encuentra en el anexo C de la lista de anexos.

### 3.3 DISEÑO DE REQUERIMIENTOS.

Con los valores de las fracciones de pesos de la aeronave es posible iniciar el diseño de esta, en función de los requerimientos y/o restricciones del perfil de misión.

Es importante resaltar que el diseño que se explica a continuación involucra toda la aeronave como conjunto y que los valores de coeficientes de sustentación y de resistencia son de la aeronave en general. Es necesario realizar este procedimiento en función de la aeronave como tal, antes de referirse al ala, debido a que los parámetros aquí determinados comprender el punto inicial del diseño del ala y dan las pautas para poder establecer un diseño preliminar de la aeronave.

Para los cálculos que se realizan es necesario asumir variables que no representan el diseño definitivo, estos valores se referencian en la tabla 12.

Tabla 12. Datos para análisis de Constrains.

Base de Datos			
SIMBOLO	SIGNIFICADO	VALOR	UNIDAD
AR	Aspect Ratio	12,00	adm
S	Area de ala	0,75	m <sup>2</sup>
K	Constante de arrastre inducido	0,036	adm
n	Fator de carga	2,5	adm
V <sub>v</sub>	Velocidad vertical	1,8	m/s
W <sub>o</sub>	Peso max de despegue	152	N
Cdmin	CD mínimo	0,0214	adm
q	Presión Dinámica	352,800	N/m <sup>2</sup>
M	Masa	16	Kg
g	Gravedad	9,81	m/s <sup>2</sup>
S <sub>to</sub>	Distancia de despegue	100	m
V	Velocidad de aplicación	24	m/s
ρ	Densidad del aire estandar	1,225	kg/m <sup>3</sup>
Cl max	Cl max	1,810	adm
e	Factor de Oswald	0,730	adm
V stall	Velocidad de Perdida	13,52	m/s

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

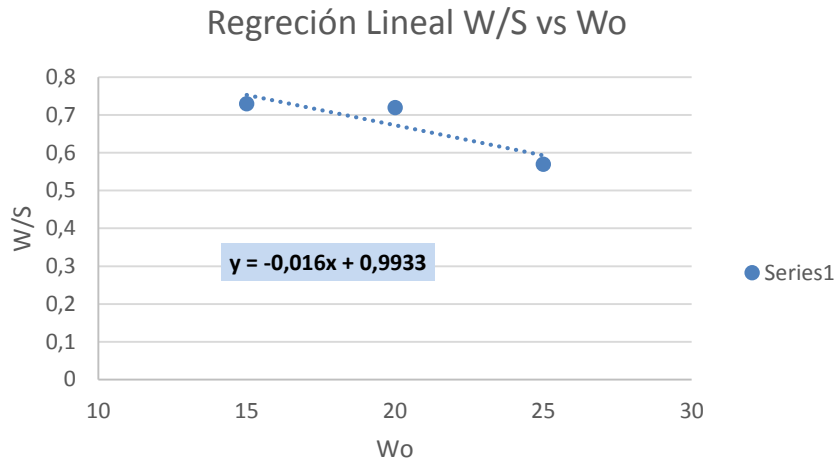
Algunos datos de los presentados en la tabla anterior como la velocidad vertical, el CL máximo, el CD mínimo y la distancia de aterrizaje, corresponden a las aeronaves que fueron patrón para el desarrollo de este proyecto.

Se impuso una condición para que la aeronave despegue en un máximo de pista de 100 metros, ya que es la distancia que se puede usar en el SGC de la ciudad de Pasto.

Para dimensionar la aeronave inicialmente es necesario establecer el valor de la superficie alas (S) que cumpla con los requerimientos previamente explicados y que permita iniciar el diseño del ala y demás componentes del avión. Para determinar la superficie alar requerida por la aeronave se debe establecer el comportamiento de la aeronave para las diferentes etapas de vuelo, por tal motivo se calcula el comportamiento de la relación entre la carga de empuje y la carga alar.

Antes de esto, se realizó una regresión lineal de la superficie alar de las aeronaves que fueron patrón para este proyecto, con la intención de tener una idea de cuál podría ser el valor de superficie alar para la configuración final de la aeronave.

Gráfica 9. Regresión para superficie alar.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

En otras palabras, el comportamiento de la relación empuje-peso ( $T/W$ ), varía con la relación de carga alar ( $W/S$ ) para condición de vuelo de la aeronave, entonces al calcular el comportamiento de ( $T/W$ ) en función de ( $W/S$ ), se puede establecer un punto o un área donde cualquier valor de ( $W/S$ ) y de ( $T/W$ ) cumplan con los requerimientos de operación. Este análisis también conocido como análisis de Constrains permite determinar el valor mínimo de la superficie alar y el valor mínimo del empuje requerido para realizar el diseño de la aeronave y de su ala.

Las ecuaciones utilizadas para este análisis fueron proporcionadas directamente por el orientador de este proyecto.

### 3.3.1 REQUERIMIENTO POR VELOCIDAD DE PÉRDIDA.

Dado a que las normas para diseño de aeronaves de este porte no establecen algún tipo de restricción, para el caso del presente estudio, la velocidad de pérdida se asume ya que podemos hacer uso de los datos presentados en la tabla 12, esto para calcular la carga alar requerida para cumplir con el parámetro de velocidad de pérdida se sigue el siguiente proceso basándose en la ecuación 11.

Ecuación 11. Velocidad de Pérdida.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \frac{W}{S}}{\rho C l_{max}}}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Introduction to flight.  
New York: 2001. Pag 229.

Teniendo en cuenta la restricción adoptaba por el grupo, para esta condición la velocidad de perdida asumida es: 13.5 m/s

A continuación se muestra el cálculo de la carga alar por medio de la ecuación 12, despejando la carga alar de la ecuación 11, así para la condición mencionada.

Ecuación 12. Carga Alar.

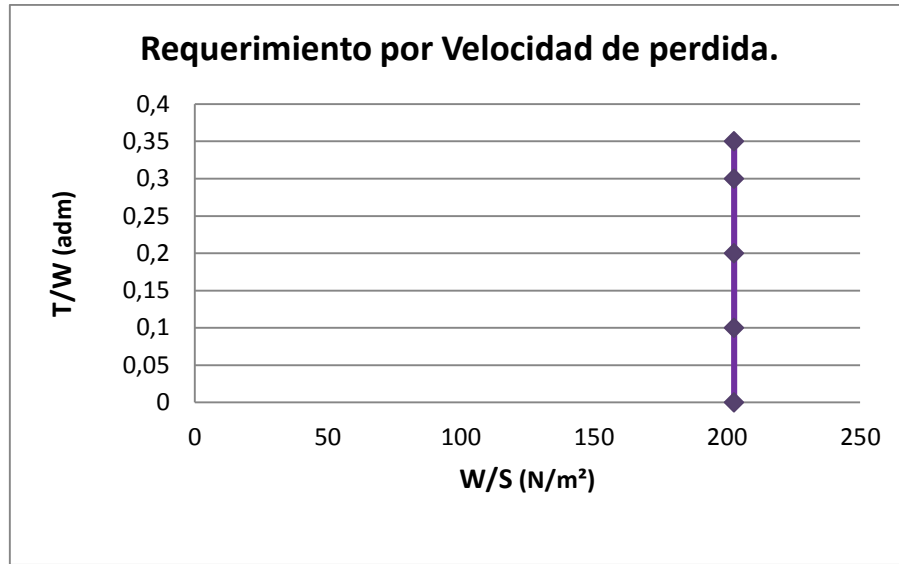
$$\frac{W}{S} = \frac{V_{stall}^2 \rho C l_{max}}{2} = 202,64 \text{ N/m}^2$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Introduction to flight.  
New York: 2001.

A partir del resultado se puede determinar que para lograr una velocidad de pérdida de 13,5 m/s la aeronave tendrá una carga alar de 202,64N/m<sup>2</sup>, como se muestra en la gráfica 10.



Gráfica 10. Requerimiento por Velocidad de Pérdida.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

A continuación se trazan las gráficas de dimensionamiento por distancia de despegue, por distancia de aterrizaje, por requerimientos de ascenso, por el requerimiento para velocidad de crucero y por nivel de giro sostenido (turning), las ecuaciones para cada uno de estos requerimientos fueron proporcionadas por el orientador de este trabajo.

### 3.3.2 REQUERIMIENTO POR DISTANCIA DE DESPEGUE.

Para calcular el comportamiento de la relación empuje-peso en función de la carga alar a partir de la longitud de la pista es necesario establecer unas relaciones geométricas tales como la distancia de carrera de despegue ( $S_g$ ) previamente asumidas y valores tales como el coeficiente de sustentación para despegue, en este caso  $CL_{MAXTO}$  de 1.81, de acuerdo con lo utilizado según la teoría de Roskam.<sup>19</sup>

En ese orden de ideas, se utilizó la ecuación 13.

Ecuación 13. Requerimiento por distancia de despegue.

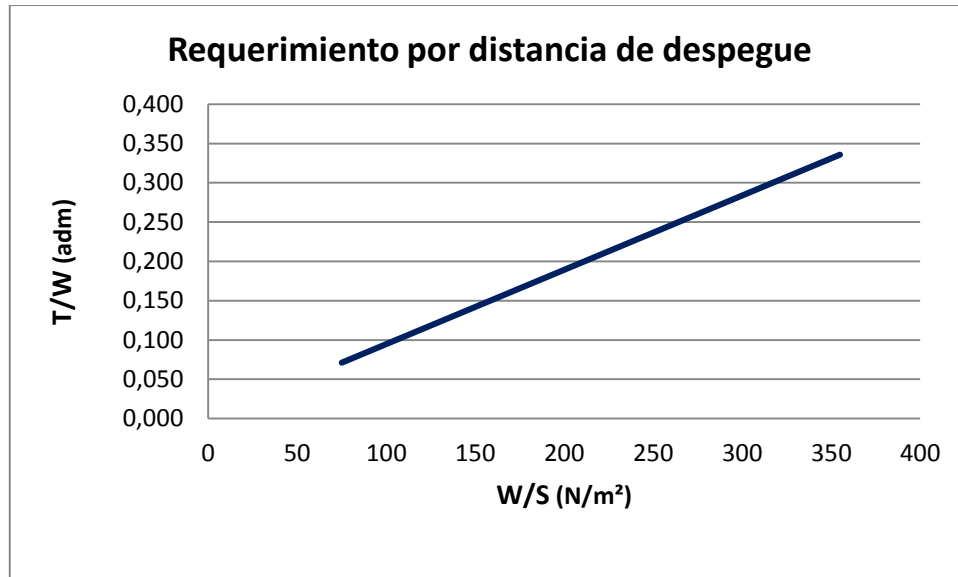
$$\frac{T}{W_{Take-off}} = \frac{1,44 \frac{W}{S}}{S_{to} g \rho C L_{max}}$$

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Phd. Álvaro Martins Abdalla.

<sup>19</sup> Dr. Jan Roskam, Airplane design, Tomo I, Estados Unidos, Roskam aviation and engineering corporation, 1985, Parte I Tabla 3.1 pag, 91

Para el cálculo del comportamiento de la relación empuje-peso se asumen valores de carga alar desde  $75 \text{ N/m}^2$  hasta  $355 \text{ N/m}^2$  y se obtienen los resultados que se muestran en la gráfica 11.

Gráfica 11. Requerimiento por distancia de despegue.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

### 3.3.3 REQUERIMIENTO PARA ATERRIZAJE.

Luego de determinar el comportamiento de empuje – peso en función de la carga alar para una longitud determinada en el despegue, se hizo el dimensionamiento de dichos parámetros para el aterrizaje. Para el presente análisis se asume que la aeronave aterrizara en una pista con las mismas condiciones de las de despegue.

Para el cálculo es necesario establecer el peso de aterrizaje. Para poder estimar el valor del peso de aterrizaje, es necesario establecer una relación entre el peso máximo de aterrizaje y el peso de despegue de la aeronave ( $W_L/W_{TO}$ ); esta relación se puede asumir de la estadística realizada por Roskam<sup>20</sup> la cual establece que las aeronaves monomotor de hélice cumplen con un promedio de dicha relación de 0,997.

Pero ya que lo propuesto por Roskam es para aeronaves de mayor performance, por experiencia del orientador fue propuesto que el peso de aterrizaje sea la resta entre el peso de despegue y el peso de combustible

<sup>20</sup> Dr. Jan Roskam, Airplane design Parte I, EUA, Roskam aviation and engineering corporation, 1985, pag. 107.

que fue consumido en misión; así, el peso de aterrizaje  $W_L=108\text{N}$ , por ende la carga alar de la aeronave para esta condición es:  $W/S=144\text{ N/m}^2$

El valor de la carga alar para cumplir con los requerimientos de aterrizaje es constante para cualquier valor de la relación de empuje-peso, y su comportamiento se presenta en la gráfica 12.

Gráfica 12. Requerimiento para aterrizaje.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

### 3.3.4 REQUERIMIENTO DE ASCENSO.

Para dimensionar la aeronave en función de los requerimientos de ascenso es muy importante establecer los valores para una serie de parámetros de rendimiento asociado a la geometría y a las características generales de la aeronave.

Los valores asumidos para este requerimiento fueron los de velocidad vertical de la aeronave, cuyo dato se asumió del data sheet de la aeronave Penguin B<sup>21</sup> con un valor de 1,8 m/s y un valor de coeficiente de arrastre mínimo adoptando el valor calculado en la sección 3.2

En ese orden de ideas, la ecuación 14, representa la restricción para ascenso.

<sup>21</sup> <http://www.uavfactory.com/product/46>; Specifications. Vertical Speed.

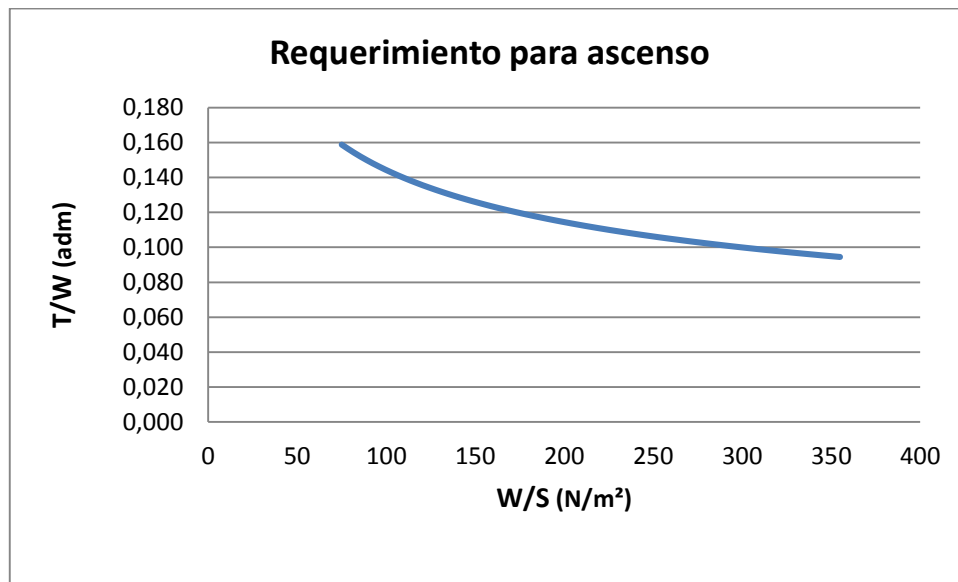
Ecuación 14. Requerimiento de ascenso.

$$\frac{T}{W_{climb}} = \left( \frac{V_V^2 \rho C_{Dmin}}{\frac{W}{S}} \right)^{1/3}$$

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Phd. Álvaro Martins Abdalla.

Igualmente, asumiendo los mismos valores de carga alar anterior. Se obtiene:

Gráfica 13. Requerimieento para Ascenso.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

### 3.3.5 REQUERIMIENTO PARA CRUCERO.

De la misma manera que se realizó previamente, es necesario establecer el valor para algunas variables que influyen en el rendimiento de la aeronave, esta vez para la condición de crucero.

Entonces en función de la presión dinámica, calculada para la densidad a nivel del mar y la velocidad referenciada en la tabla 12, como también en función de la constante del arrastre inducido.

Para el respectivo cálculo se utiliza la siguiente ecuación:

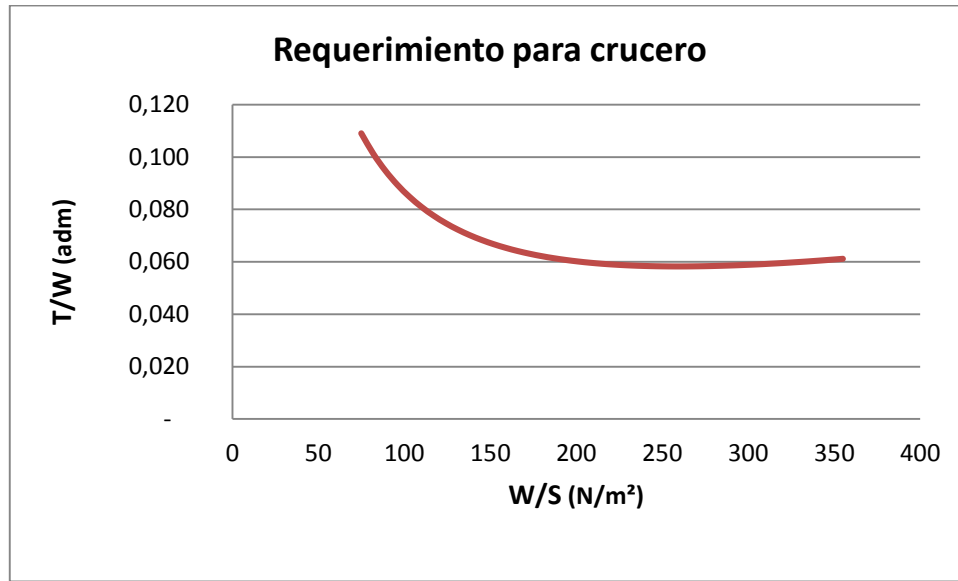
Ecuación 15. Requerimiento para Velocidad de crucero.

$$\frac{T}{W_{cruise}} = \frac{C_{Dmin} q}{\frac{W}{S} \left(1 + \frac{k}{q}\right)}$$

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Phd. Álvaro Martins Abdalla.

Así, haciendo el mismo procedimiento anterior se obtiene:

Gráfica 14. Requerimiento para crucero.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

### 3.3.6 REQUERIMIENTO PARA NIVEL DE GIRO SOSTENIDO.

Si los requerimientos especifican un nivel de giro sostenido con un factor de carga dado a un nivel y velocidad dada, entonces se está hablando de una restricción. Teniendo en cuenta la relación de empuje-peso y la carga alar, tenemos la siguiente ecuación que deduce la relación empuje-peso en función del factor de carga de la aeronave.

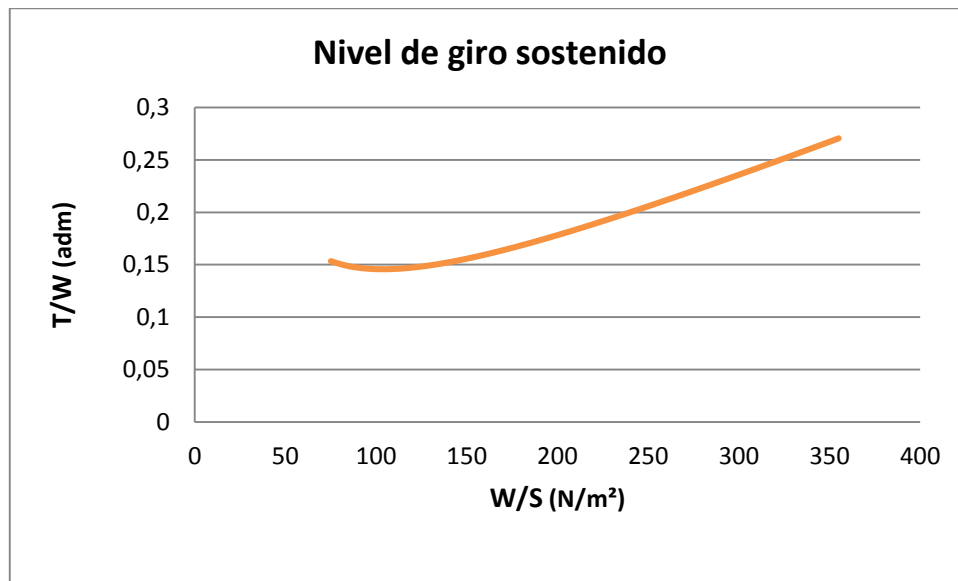
Ecuación 16. Requerimiento para nivel de giro sostenido.

$$\frac{T}{W_{turning}} = q \left[ \frac{C_{Dmin}}{\frac{W}{S}} + \left( k \left( \frac{n}{q} \right)^2 \right) \frac{W}{S} \right]$$

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Phd. Álvaro Martins Abdalla.

Así, haciendo el mismo procedimiento anterior se obtiene:

Gráfica 15. Requerimiento para nivel de giro sostenido.



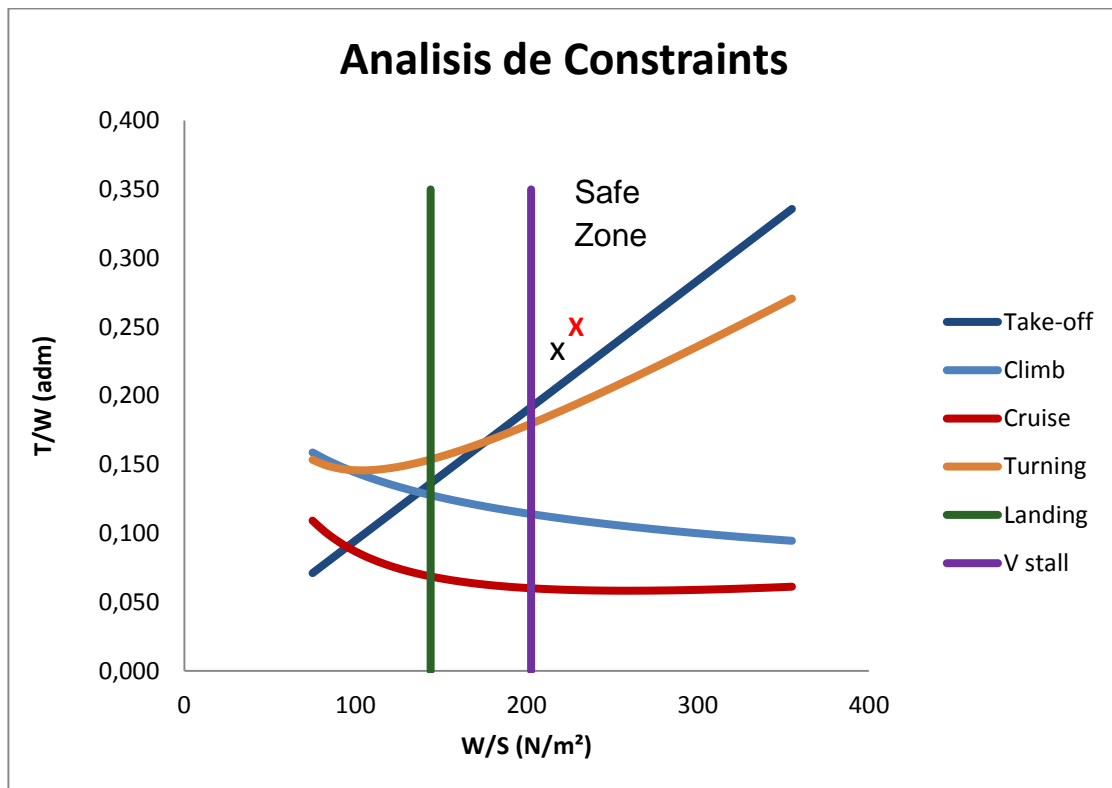
Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

### 3.3.7 ANÁLISIS DE CONSTRAINS.

Una vez calculado el comportamiento de la relación empuje-peso en función de la carga alar para una configuración inicial de la aeronave, es necesario plantear dicho comportamiento para cada fase de vuelo en una sola gráfica a partir de la cual sea posible observar cómo interactúan todas, logrando encontrar el valor de carga alar y empuje que satisfagan el diseño.

A continuación se muestra la gráfica 16 de requerimientos de la aeronave SOPKA.

Gráfica 16. Análisis de Constrains.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Como se ve en el gráfica 16, el área para respetar todas las restricciones para cada fase de vuelo está entre las curvas de aterrizaje y la restricción de velocidad de pérdida, esta zona se conoce como Safe Zone.

Se escoge un punto óptimo para la aeronave, o sea el punto que minimiza el empuje específico sobre todo y la carga alar también, esperando cierto margen de seguridad. El punto es indicado en el grafico por “X”, donde sus coordenadas son:

$T_{SL}/W_{TO} = 0,22$ ;  $W_{TO}/S = 205$  Pa.

Esos datos serán los escogidos para el comienzo del proyecto, al final del proyecto conceptual, los datos finales serán:

$T_{SL}/W_{TO} = 0,25$ ;  $W_{TO}/S = 210$  Pa.

Cuyas coordenadas se aprecian en la gráfica 16 por “X” de color rojo, eso demuestra que el análisis de Constrains fue respetado a lo largo del proyecto y que fue posible obtener una aeronave que puede realizar todas las fases

de vuelo con el rendimiento requerido, además de tener una potencia no despreciable.

Este análisis puede ser visto en el anexo D.

### 3.4 RESULTADOS FINALES.

Para el presente proyecto se requiere un coeficiente de sustentación alto, haciendo referencia a la altitud y a la misión que se pretende cumplir, también se requiere que la velocidad sea baja para que la toma de datos sea precisa, por esto el tipo de perfil que se va a escoger será uno de alta sustentación que opere a bajo número de Reynolds (Re).

El punto inicial de diseño marcado con una “X” de color rojo en la gráfica 16 corresponde al punto que garantiza cumplir con todos los requerimientos de diseño de la aeronave, dicho punto representa la partida para las demás etapas de diseño y sus valores están listados en la tabla 13.

Tabla 13. Primera Estimación de la aeronave SOPKA.

Parámetro		Valor	Unidades
Peso <sub>TO</sub>	W	153,45	N
Carga Alar	W/S	210	N/m <sup>2</sup>
Potencia	P	1864,5	W
Carga de potencia	W/P	0,0804	N/W
Empuje-Peso	T/W	0.25	Adm
Empuje estático	T <sub>o</sub>	38,767	N
Superficie alar	S	0,75	m <sup>2</sup>
Velocidad Aplica	V appl	25	m/s

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.



## 4 AERODINÁMICA Y DIMENSIONES.

Esta sección muestra los cálculos y comparaciones realizadas para determinar el mejor perfil aerodinámico, las metodologías utilizadas para la configuración alar de la aeronave SOPKA, como también las dimensiones del fuselaje y empenaje. Se determina también la polar de arrastre de la aeronave por el método propuesto por Raymer<sup>22</sup>.

### 4.1 DEFINICIÓN DE PERFIL AERODINÁMICO.

La aerodinámica de proyecto fue iniciada de una base de datos que contiene perfiles aerodinámicos utilizados para aeronaves de pequeño porte que requieran alta sustentación y que operen a bajo número de Reynolds, este tipo de perfiles aerodinámicos generan grandes fuerzas de sustentación para ángulos de ataque con baja incidencia.

Para realizar un análisis de perfiles aerodinámicos adecuado se calculó el número de Reynolds<sup>23</sup> para una velocidad media, asumiendo que esta velocidad sea próxima a la velocidad de crucero de la aeronave, la velocidad es de 25m/s.

Ecuación 17. Número de Reynolds.

$$R_e = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} c}{\mu}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York, 2001. pag. 37.

El valor para la cuerda media aerodinámica de las aeronaves patrón del proyecto es 0,28 m.

En la tabla 14, se muestran los resultados del número de Reynolds para diferentes altitudes.

---

<sup>22</sup> Daniel P. Raymer, A conceptual research Approach, Estados Unidos, AIAA, 1992.

<sup>23</sup> ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. p. 37

Tabla 14. Número de Reynolds.

Numero de Reynolds					
Nivel del mar		Altitud Pista		Altitud Operación	
$\rho$ [Kg/m <sup>3</sup> ]	1,225	$\rho$ [Kg/m <sup>3</sup> ]	0,9542	$\rho$ [Kg/m <sup>3</sup> ]	0,7767
Re	479210,9	Re	373275,9	Re	303839,2

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Seleccionando los perfiles se tuvo en cuenta que estos presentaran las siguientes características, un alto coeficiente de sustentación a bajos números de Reynolds, es necesario que esta sustentación sea a cero grados, una mayor eficiencia aerodinámica, es decir una elevada relación L/D lo cual lleva a la aeronave a tener una mayor autonomía y a que la fuerza de arrastre sea pequeña a comparación con su sustentación.

La característica principal de este tipo de perfiles es que el flujo alrededor del perfil es completamente laminar y que a altos ángulos de ataque a comparación con otro tipo de perfiles no se genera desprendimiento de capa limite.

El estudio bidimensional de los perfiles fue hecho para una base de datos que contiene 10 diferentes tipos de perfiles, tomando sus coordenadas de la página de perfiles aerodinámicos de la Universidad de Illinois.<sup>24</sup>

A continuación se muestran los perfiles aerodinámicos estudiados, estos fueron analizados utilizando el Software gratuito XFLR5, obteniendo los datos aerodinámicos de todos ellos.

A demás de hacer pruebas de los perfiles de alta sustentación, también se analizó perfiles que por camber y espesura se puedan adaptar a la misión de la aeronave.

Los análisis fueron hechos utilizando la aeronave en situación de aplicación, siendo la velocidad inicial proyectada de 25m/s, a la altitud de operación, con un número de Reynolds de 500000.

<sup>24</sup> [http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html)

Figura 12. SD 7034.

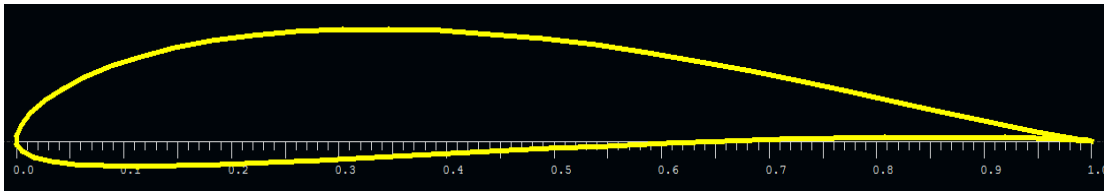


Figura 13. S 4180.

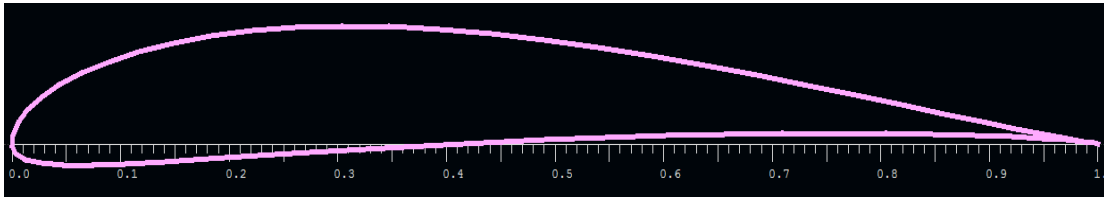


Figura 14. NACA 4412.

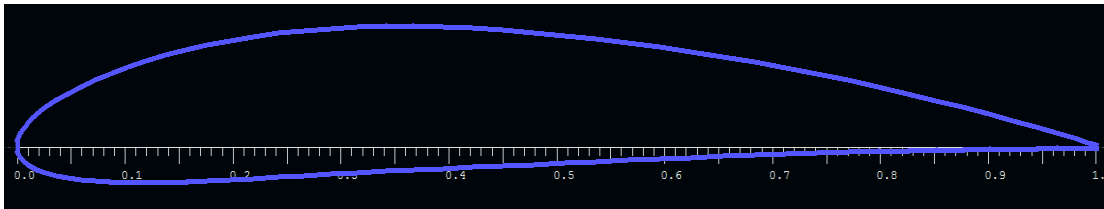


Figura 15. Eppler 216.

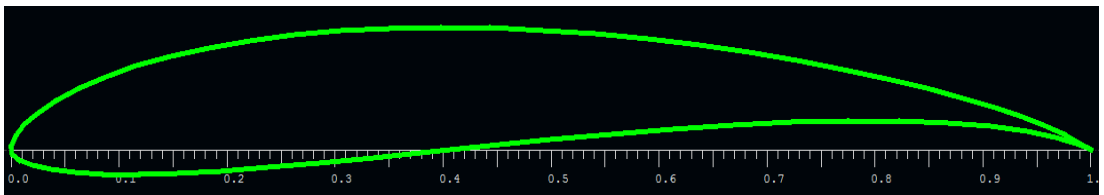


Figura 16. Eppler 210.

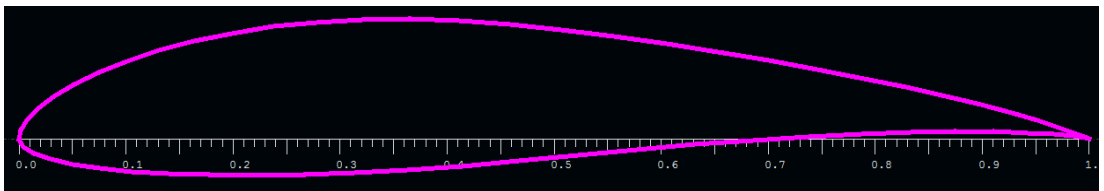


Figura 17. MH 114.

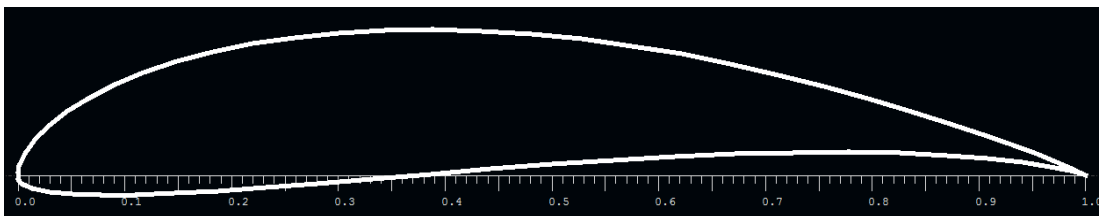


Figura 18. Selig 1210.

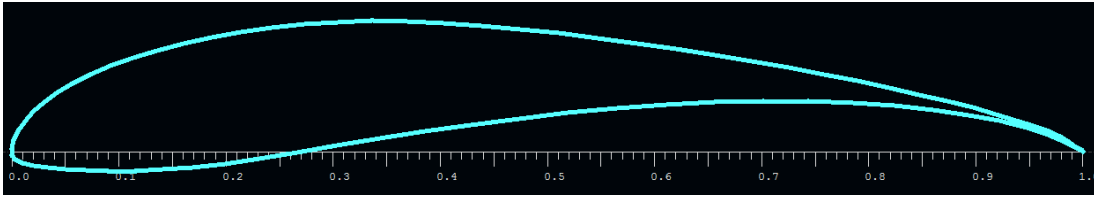


Figura 19. Eppler 422.

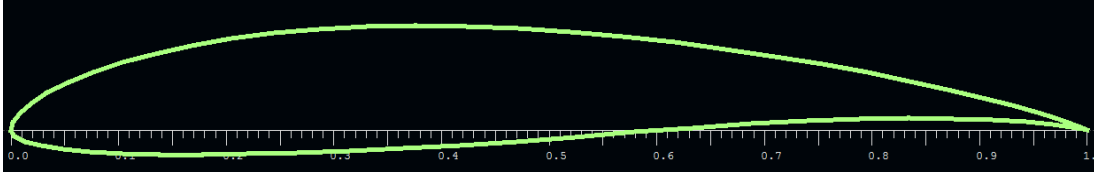


Figura 20. Eppler 421.

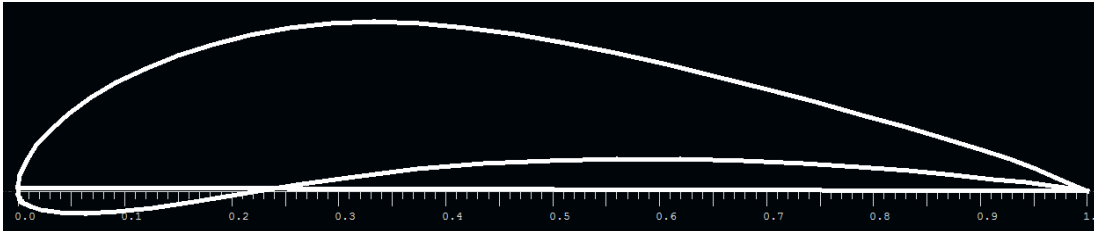
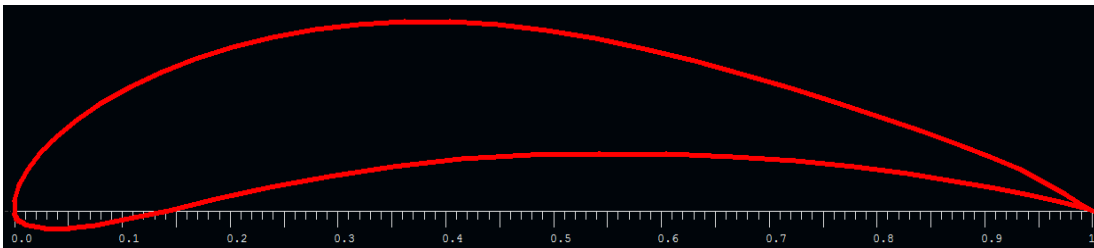


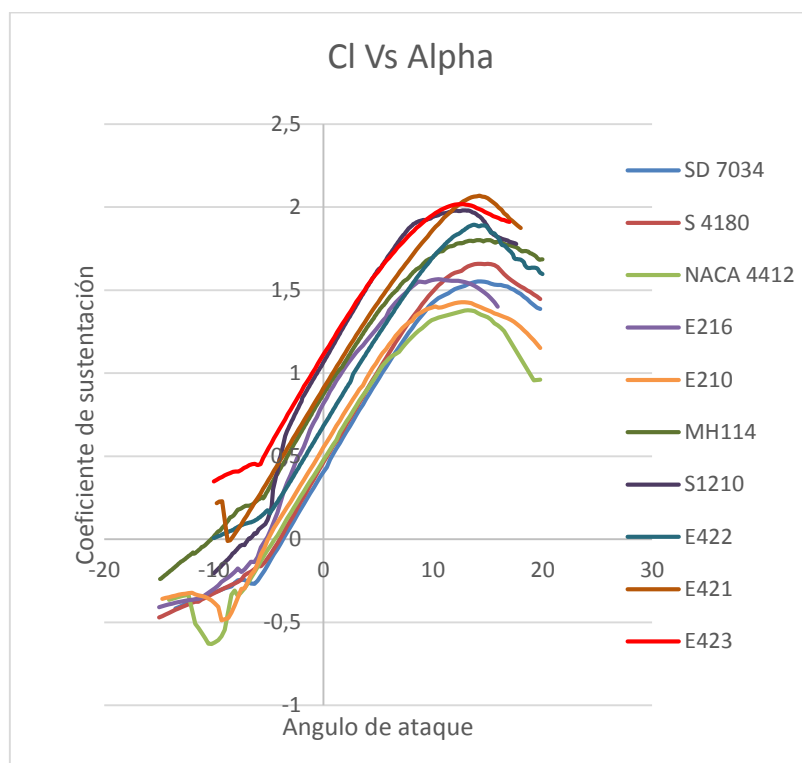
Figura 21. Eppler 423.



Fuente: XFLR5 São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

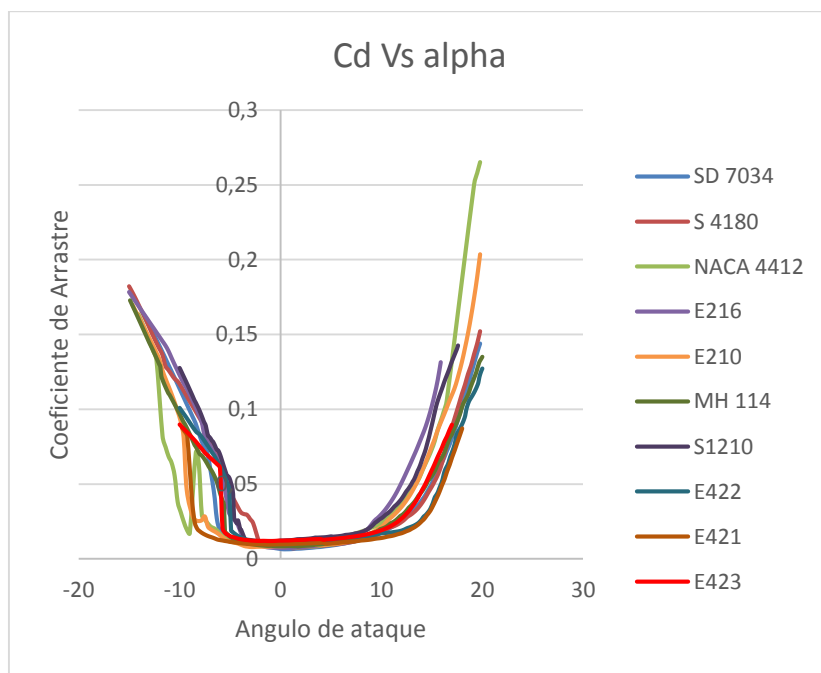
Las gráficas a continuación muestran los resultados de los análisis de aerodinámicos de cada uno de los perfiles, graficados entre sí.

Gráfica 17. Coeficiente de Sustentación Vs Ángulo de ataque – 2D Ala.



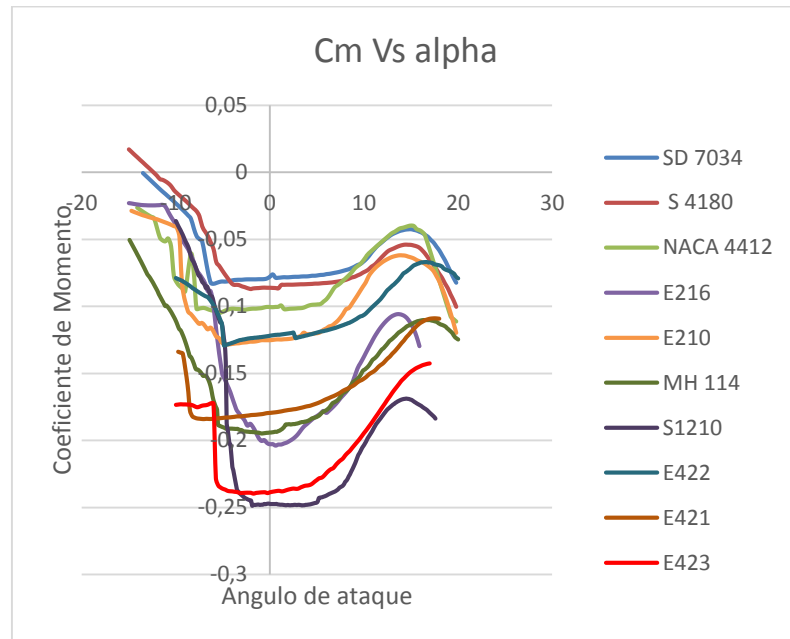
Fuente: XFLR5 São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 18. Coeficiente de Arrastre Vs Ángulo de ataque – 2D Ala.



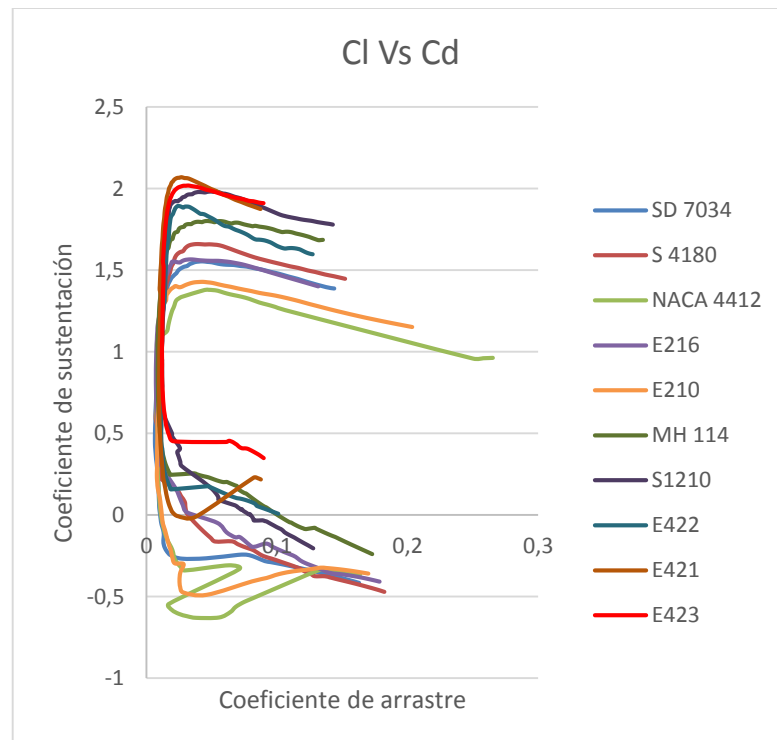
Fuente: XFLR5 São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 19. Coeficiente de Momento Vs Ángulo de ataque – 2D Ala.



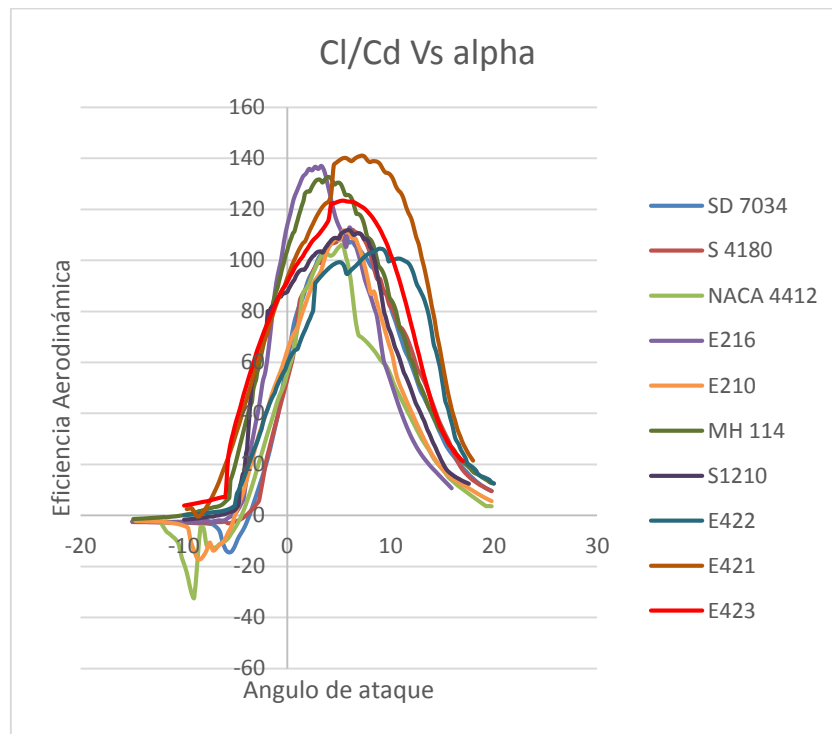
Fuente: XFLR5 São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 20. Polar de Perfiles Aerodinámicos – 2D Ala.



Fuente: XFLR5 São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 21. Eficiencia Aerodinámica Vs Ángulo de ataque – 2D Ala.



Fuente: XFLR5 São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráficamente se puede observar que los perfiles que generan mayor sustentación son: Eppler 421, Eppler 423, Selig 1210, MH 114, la característica que más se resalta en estos perfiles es que generan un alto coeficiente de momento por ende el estudio de estabilidad tiene que ser bien elaborado y un bajo coeficiente de arrastre de modo que son los perfiles que muestran la mayor eficiencia aerodinámica.

A través del análisis realizado con los perfiles ilustrados se muestran los siguientes resultados.

Tabla 15. Datos aerodinámicos de Perfiles alares.

Perfil	Cl máximo	alpha Stall	l/d máximo	Cl – alpha 0
Eppler 421	2,06	14,2	141,05	0,90
Eppler 423	2,019	12,1	123,41	1,11
Selig 1210	1,89	13,7	104,62	1,04
MH 114	1,802	14,1	132,65	0,87

Fuente: XFLR5 São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Se puede observar que los datos inicialmente resaltarían el uso del perfil Eppler 421, debido a su elevado Cl y su respectiva eficiencia aerodinámica, pero su formato tan diferenciado resultaría en problemas de construcción, al

igual que el perfil Selig 1210. Sin embargo según los resultados se aprecia que el perfil Eppler 423 tiene características similares con la diferencia que para un ángulo de ataque de cero grados el coeficiente de sustentación es mayor, esto posibilita que el perfil incluso a ángulos negativos genere la sustentación necesaria para cumplir con la misión.

El método utilizado para la configuración alar fue el de “Lifting line” desarrollado por Ludwig Prandtl en Alemania, en el periodo de 1911-1918. Su método es aun utilizado y se basa en calcular la distribución de sustentación y el arrastre inducido para alas sin flechamiento.<sup>25</sup>

Para este método es de suma importancia parámetros bidimensionales del perfil aerodinámico, en este caso, se utilizó la pendiente del perfil, el ángulo de ataque para el cual el coeficiente de sustentación es cero y se utilizó también el mínimo coeficiente de arrastre del perfil.

Estos parámetros que se muestran en detalle en la siguiente sección; Así, en la tabla 16, se muestra el criterio de selección de perfil aerodinámico pensando en la configuración alar.

Tabla 16. Selección de Perfil Aerodinámico.

Parámetro	Perfil 1	Perfil 2
Nombre	Eppler 423	Eppler 421
Espesura	12,52 %	11,10 %
Cl para AoA = 0°	1,11	0,9
AoA para Cl= 0	-10,5°	-11°
Cl max	2,019	2,06
Cd min	0,00958	0,011
Cl/Cd max	123,41	141,05
Cl de (CL/Cd) max	1,65	1,63
AoA de (Cl/Cd) max	3°	7°
Cm cruise	-0,23	-0,18

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

La decisión entre estos dos perfiles se tomó por las características presentadas anteriormente en la tabla 16 y pensando en la necesidad de desempeño de una pista corta para despegue, por esto la decisión final fue la de adoptar el perfil Eppler 423.

<sup>25</sup> John D. Anderson., Introductin to flight, 1984.

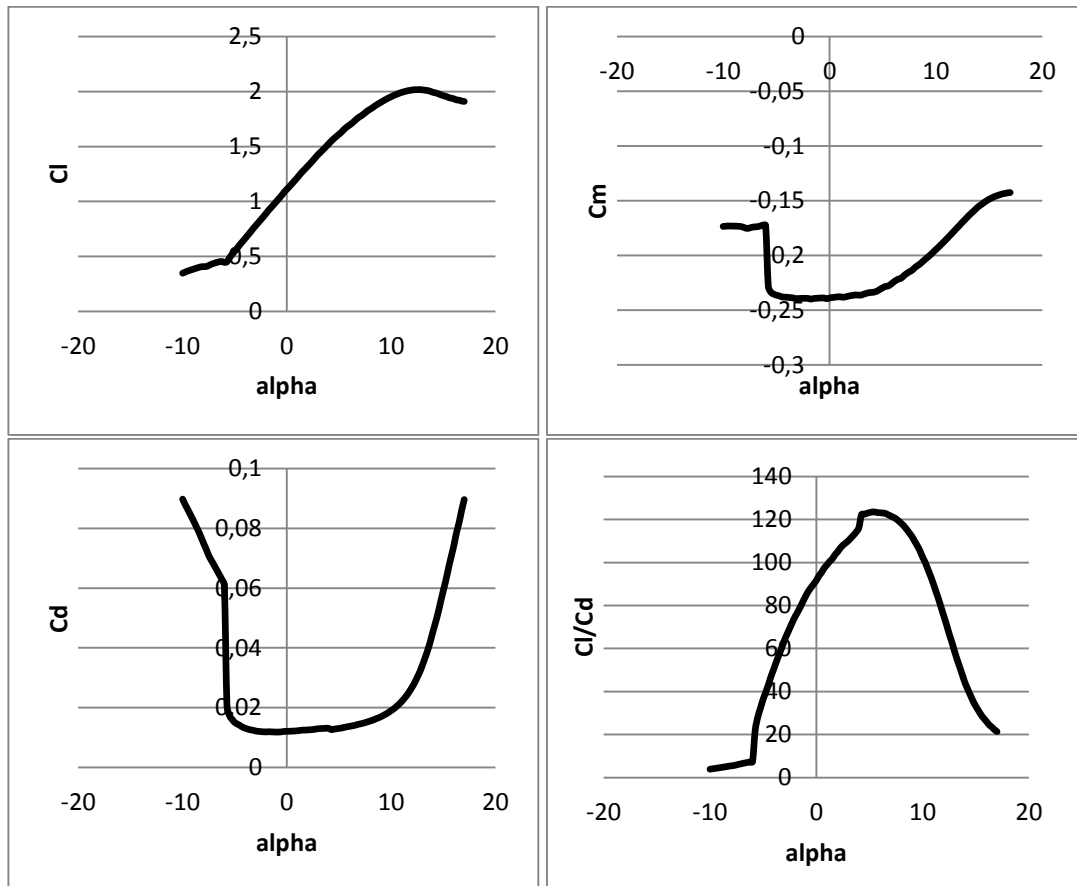


#### 4.1.1 PERFIL EPPLER 423.

El perfil Eppler 423 es generalmente utilizado en aeronaves de pequeño porte como UAV's como es el presente caso, o en aeronaves de competición; destacado por un elevado coeficiente de sustentación aliado a bajos coeficientes de arrastre y momento de modo que posee una elevada eficiencia aerodinámica, por su curvatura característica y al operar a bajos números de Reynolds el flujo alrededor de su superficie es completamente laminar permitiendo que no exista desprendimiento de capa límite aun a altos ángulos de incidencia.

Así, a continuación se presentan las gráficas aerodinámicas correspondientes al perfil Eppler 423.

Gráfica 22. Eppler 423 – Curvas Aerodinámicas.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

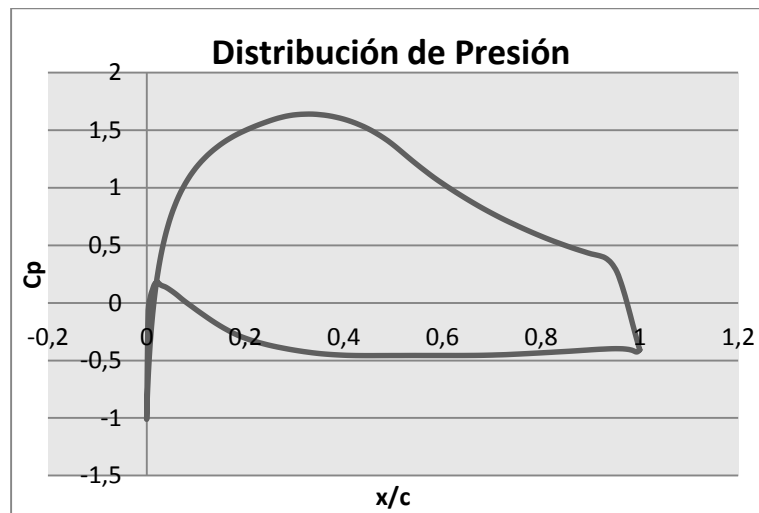
Así las características geométricas de este perfil como fue tabulado anteriormente, posee una espesura máxima de 12,52 % al 23,7 % de la cuerda; la curvatura máxima de 10,03 % al 41,4 % de la cuerda; el radio de

curvatura del borde de ataque es 2,6584 % y la espesura del borde de fuga es 0,012 %.

#### 4.1.2 DISTRIBUCIÓN DE PRESIÓN DEL PERFIL EPPLER 423.

La distribución de presión sobre la superficie del perfil fue obtenida a partir de la solución analítica del modelo matemático fundamentado en la geometría del perfil en estudio realizado por el software gratuito Xfoil, imponiendo una condición de mach 0,07 calculado para la velocidad de aplicación de la aeronave a un numero de Reynolds de 500000 y ángulo de incidencia cero.

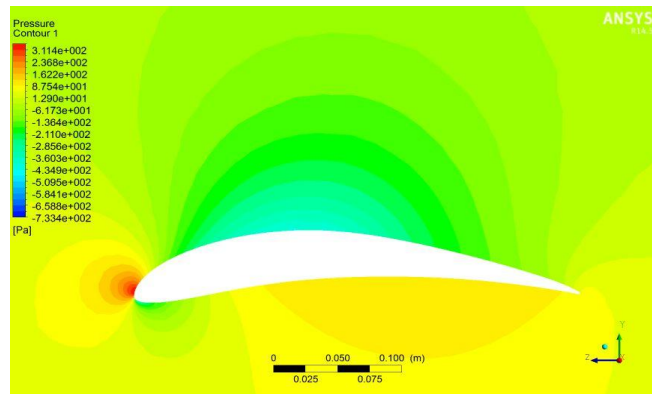
Gráfica 23. Distribución de Presiones en función de la cuerda.



Fuente: XFoil, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Según los resultados, al 33,65 % del porcentaje de la cuerda del perfil se encuentra el punto de mínima presión; en la figura 22 se muestra el contorno de presiones del perfil seleccionado obtenido por el análisis computacional realizado para el ala de la aeronave, esta sección se presenta con más detalle en el capítulo 5.

Figura 22. CFD del Perfil Eppler 423.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Se aprecia en la figura 22, que la región de color azul representa el punto sobre el perfil que está a una presión menor, siendo coherentes los resultados obtenidos por el análisis hecho en Xfoil.

#### 4.1.3 CENTRO AERODINÁMICO DEL PERFIL EPPLER 423.

A partir de las curvas de  $c_l$  versus  $\alpha$  y  $c_m$  versus  $\alpha$  presentadas en la gráfica 22, para un número de Reynolds de 500000 se determina a continuación el centro aerodinámico, así la posición del centro aerodinámico se calcula por medio de la solución de la ecuación 18.

Donde  $m_0$  y  $a_0$  representan las pendientes de las curvas de  $c_m$  Vs  $\alpha$  y  $c_l$  Vs  $\alpha$  respectivamente.

El cálculo de las respectivas pendientes fue realizado por las ecuaciones propuestas por John Anderson.<sup>26</sup>

Así. Para  $\alpha = 5^\circ = 8,72 \times 10^{-2}$  rad, se tiene  $C_{l2} = 1,6$ ;  $c_{m2} = -0,22$  y para  $\alpha = 2^\circ = 3,48 \times 10^{-2}$  rad, se tiene  $c_{l1} = 1,3$ ;  $c_{m1} = -0,23$

De esta forma la posición del centro aerodinámico del perfil Eppler 423 es:

<sup>26</sup> ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Ecuación 18. Centro aerodinámico.

$$\frac{X_{ac}}{c} = \frac{-dc_{mc/4}/d\alpha}{dc_l/d\alpha} = \frac{-m_0}{a_0} = \frac{-0,174}{5,341} = -0,0327$$

Fuente: Miranda L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica.  
São Paulo, 2013, Pág 39.

Este resultado indica que el centro aerodinámico está localizado en una posición 3,27% al frente del punto c/4.

## 4.2 AERODINÁMICA DEL ALA FINITA.

El comportamiento aerodinámico del ala finita difiere del perfil debido a los efectos asociados a las extremidades de las superficies. El mecanismo físico de generar la fuerza de sustentación en el ala es la existencia de altas presiones en la parte inferior y bajas presiones en la parte superior. Esta diferencia de presión entre el extradós e intradós disminuye para cero en dirección a las puntas causando circulaciones en las mismas.<sup>27</sup>

Como fue mencionado en la sección 4.1 del presente capítulo, el método utilizado para la configuración alar fue el de “Lifting line” desarrollado por Ludwig Prandtl que se basa en calcular la distribución de sustentación y el arrastre inducido para alas sin flechamiento.

Para la implementación de esta metodología fue proporcionado un código en la herramienta computacional MATLAB durante la permanencia de intercambio en la Universidad de São Paulo en la disciplina de proyecto de aeronaves para la configuración de un ala recta. La tarea fue modificar ese código de tal manera que se pueda implementar para alas taperadas. (Ver código en el anexo E)

A continuación se presentan los parámetros fundamentales de la teoría de lifting line y se explica la metodología del código elaborado.

### 4.2.1 MÉTODO DE LIFTING LINE.

El flujo potencial es resuelto mediante la distribución de las singularidades de tipo vórtice herradura, cada uno con longitud diferente y los vórtices fijos coinciden a lo largo de la línea de sustentación, como se muestra en la figura 23. Su solución es rápida debido a las pocas ecuaciones que son resueltas siendo realizada por expansión de la serie de Fourier.

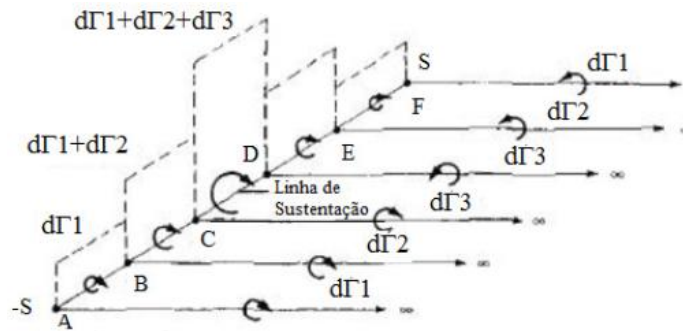
---

<sup>27</sup>ANDERSON, John D Jr. Introduction to flight, third edition, EUA., Chapter 5. Page 216

En un flujo potencial, un filamento de vórtice fijo de intensidad  $\Gamma$  está sometido a una fuerza  $L = \rho V \Gamma$ , según el teorema de Kutta-Joukowski<sup>28</sup>.

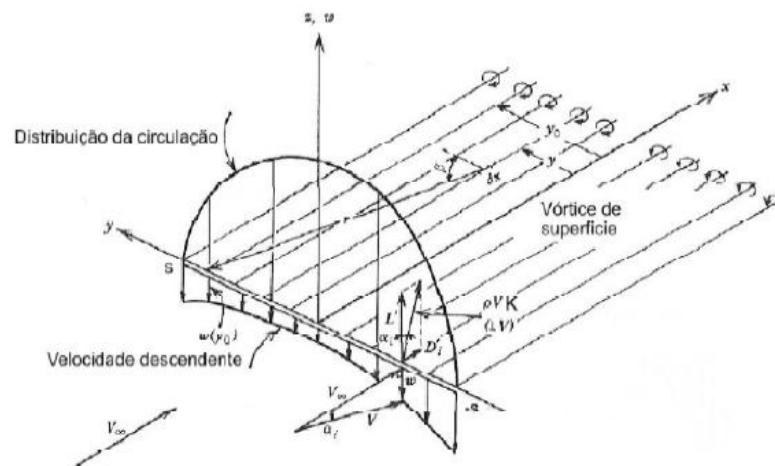
Los dos vórtices de estera inducen velocidad descendiente a lo largo del vórtice fijo de  $-b/2$  a  $b/2$ .

Figura 23. Distribución de Vórtices herradura en la envergadura alar.



Fuente: E.L. Houghton, Aerodynamics for engineering students, Fig 5.21

Figura 24. Velocidad inducida por el vórtice de estera.



Fuente: E.L. Houghton, Aerodynamics for engineering students, Fig 5.26

La velocidad  $d_w$  en el punto  $y_0$  inducida por el vórtice de estera localizado en  $y$ , mostrada en la figura 24, es dada por la ecuación 19 y la velocidad inducida es la sumatoria de todos los elementos de vórtices dado por la ecuación 20.

<sup>28</sup> E.L. Houghton, Aerodynamics for engineering students., Fifth edition. EUA, University of Warwick

Ecuación 19. Velocidad inducida por el vórtice de estera.

$$d_w = -\frac{(d\Gamma/d_y)d_y}{4\pi(y_o - y)}$$

Fuente: Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students.  
EUA 2003, pág 218.

Ecuación 20. Sumatoria de elementos de vórtices.

$$w(y_o) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/d_y)d_y}{(y_o - y)}$$

Fuente: Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students.  
EUA 2003, pág 218.

En una posición arbitraria  $y$ , se considera la sección local del perfil del ala finita presentado en la figura 25, entonces el ángulo de ataque inducido es dado por la ecuación 21.

Ecuación 21. Sección del perfil.

$$\alpha_i(y_o) = \tan^{-1} \frac{-w(y_o)}{V_\infty}, \text{ siendo } w \ll V_\infty \rightarrow \alpha_i(y_o) = \frac{-w(y_o)}{V_\infty}$$

Fuente: Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students.  
EUA 2003, pág 225.

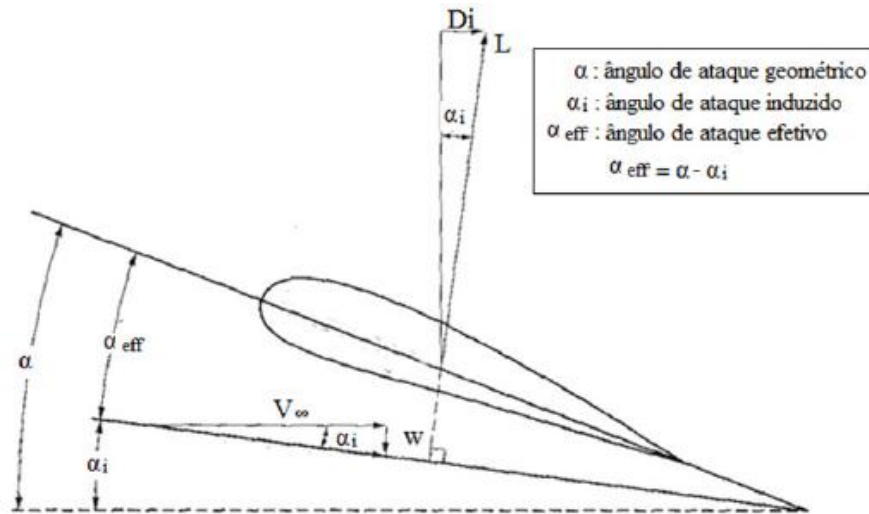
Sustituyendo la ecuación 20 en la ecuación 21, se obtiene la ecuación 22.

Ecuación 22. Ángulo de ataque inducido.

$$\alpha_i(y_o) = -\frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/d_y)d_y}{(y_o - y)}$$

Fuente: Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students.  
EUA 2003, pág 225.

Figura 25. Ángulos de ataque que actúan en un perfil.



Fuente: John Anderson, Introduction to flight. 1984

El flujo relativo local es inclinado para abajo con un ángulo ( $\alpha_i$ ), provocando así dos efectos:

- El ángulo de ataque efectivo ( $\alpha_{eff}$ ), representado en la figura 25, es el ángulo de ataque visto por la sección de perfil y varía conforme  $w$  varía a lo largo de la envergadura, representado por la ecuación 23.

Ecuación 23. Ángulo de ataque efectivo.

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i$$

Fuente: Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students.  
EUA 2003, pág 225.

- El vector de sustentación local es perpendicular a la velocidad relativa local, de esa forma, se crea una fuerza de arrastre debida a la presencia de velocidad de downwash.

Por la definición del coeficiente de sustentación para la sección del perfil localizado en  $y=y_0$  y por el teorema de Kutta-Joukowski, se tienen las ecuaciones 24 y 25.

Ecuación 24. Coeficiente de sustentación para sección del perfil.

$$C_l = a_0 [\alpha_{eff}(y_0) - \alpha_{L=0}]$$

Fuente: Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students.  
EUA 2003, pág 225.

Ecuación 25. Teorema de Kutta-Joukowski.

$$L'(y) = \rho V \Gamma(y) = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 c(y_0) C_l \rightarrow C_l = \frac{2\Gamma}{V_{\infty} c(y_0)}$$

Fuente: Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students.  
EUA 2003, pág 226.

Uniendo las ecuaciones 23, 24 y 25, se obtiene la ecuación fundamental de la teoría de Lifting Line (26), en la cual solamente el valor de la circulación  $\Gamma$  es desconocido, siendo todos los parámetros ( $\alpha$ ,  $c$ ,  $V_{\infty}$ ,  $\alpha_{L=0}$ ) conocidos para el ala finita con un valor dado de velocidad de fluido, dados los ángulos de ataque y la geometría.

Ecuación 26. Teoría fundamental de Lifting Line.

$$\alpha(y_0) = \frac{\Gamma(y_0)}{\pi V_{\infty} c(y_0)} + \frac{1}{4\pi V_{\infty}} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/dy) dy}{(y_0 - y)}$$

Fuente: Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students.  
EUA 2003, pág 223.

Para obtener la circulación, será considerada la transformación presentada por la ecuación 27.

Ecuación 27. Transformación de coordenadas.

$$y = -s \cos \theta, \text{ donde } s = b/2$$

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

La coordenada en dirección de la envergadura está dada por  $\Theta$ , con  $(0 \leq \Theta \leq \pi)$ .

La distribución general de circulación a lo largo del ala se expresa a través de la serie de Fourier de senos, dada por la ecuación 28.

Ecuación 28. Distribución general de circulación.

$$\Gamma(\theta) = 4sV_{\infty} \sum_{n=1}^n A_n \sin n\theta$$

Fuente: Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students.  
EUA 2003, pág 220.

Integrando la fuerza de sustentación de cada segmento de ala, descrito en la ecuación 25, haciendo un cambio de variable:  $y = -s \cos \Theta$ , y sustituyendo la



ecuación 28 en 25, se obtiene la fuerza de sustentación total dada por la ecuación 29 y el coeficiente de sustentación por la ecuación 30.

Ecuación 29. Fuerza de sustentación total.

$$L = \int_0^\pi \rho V s \Gamma \sin \theta d\theta = 4s^2 \rho V^2 \frac{1}{2} \left[ \sum_1^n A_n \left( \frac{\sin(n-1)\theta}{(n-1)} \right) - \frac{\sin(n+1)\theta}{(n+1)} \right]_0^\pi$$

$$\rightarrow \left[ \lim_{(n-1) \rightarrow 0} A_1 \left( \frac{\sin(n-1)\theta}{(n-1)} \right) \right]_0^\pi = A_1 \pi$$

Fuente: MATLAB, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Así,

Ecuación 30. Coeficiente de sustentación.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 s^2 A_1 \pi = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \rightarrow C_L = \pi A R A_1$$

Fuente: MATLAB, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Sabiendo que el arrastre inducido está directamente relacionado con la sustentación, debido al vórtice fijo genera una velocidad descendiente y un ángulo de ataque ( $\alpha_i$ ), él es determinado conforme las ecuaciones 31 y 32.

Ecuación 31. Arrastre Inducido.

$$D'_i = \alpha_i L'$$

Fuente: MATLAB, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Siendo  $\alpha_i$  un ángulo pequeño. Con la integración de la ecuación 31, haciendo las substituciones de los coeficientes y transformando para coordenadas polares, se obtiene la ecuación 32 y el coeficiente de arrastre inducido (ecuación 33).

Ecuación 32. Cálculo de arrastre inducido.

$$D_i = \int_{-b/2}^{b/2} L'(y) \alpha_i(y) dy = \int_{-b/2}^{b/2} \rho w \Gamma dy$$

$$\rightarrow 4\rho V^2 \left(\frac{b}{2}\right)^2 \left(\frac{\pi}{2}\right) \sum_0^n (2n+1) A_{(2n+1)}^2 = C_{Di} \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Fuente: MATLAB, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Así,

Ecuación 33. Coeficiente de arrastre inducido.

$$C_{Di} = \pi AR \sum_0^n (2n+1) A_{(2n+1)}^2 = \pi AR A_1^2 (1 + \delta) = \frac{1}{\pi AR} C_L^2 (1 + \delta)$$

Fuente: MATLAB, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Donde,  $\delta$  que representa el factor de arrastre inducido está dado por la ecuación 34.

Ecuación 34. Factor de arrastre inducido.

$$\delta = \frac{3A_3^2 + 5A_5^2 + \dots + (2m+1)A_{(2m+1)}^2 + \dots}{A_1^2}$$

Fuente: MATLAB, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Así, el coeficiente de arrastre total del ala es determinado por la suma de los arrastres como se presenta en la siguiente ecuación:

Ecuación 35. Coeficiente de arrastre total.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{1}{\pi AR} C_L^2 (1 + \delta)$$

Fuente: MATLAB, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Donde  $C_{D0}$  es el coeficiente de arrastre mínimo del perfil.

El sistema de ecuaciones planteado anteriormente fue el utilizado para la realización del código en MATLAB para un ala recta.

El código creado se basa en la teoría de la línea de sustentación de Prandtl, debido a que esta describe por medio de una ecuación integral, el comportamiento de la sustentación a lo largo de la envergadura, el método de resolución de esta ecuación consiste en dividir el ala en múltiples elementos transversales y describir la circulación por medio de una serie de Fourier. Los datos de entrada del código son: Aspect Ratio, ángulo de incidencia en la raíz, área del ala, envergadura, relación de taper, torsión geométrica, cuerda de raíz, pendiente de la curva de sustentación del perfil, ángulo para sustentación nula y coeficiente de arrastre mínimo del perfil; los datos de salida son: el coeficiente de sustentación del ala y la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura.

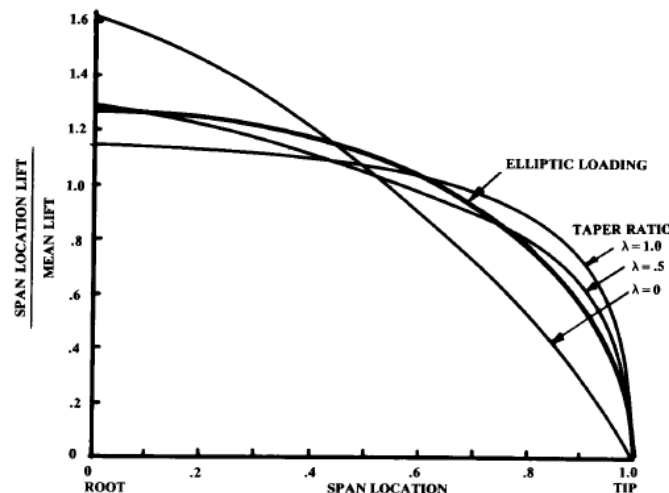
El ala de la aeronave SOPKA fue ensayada a través del código elaborado para encontrar sus características aerodinámicas básicas. Se propuso una modificación del ala para disminuir la resistencia inducida.

#### 4.2.2 DEFINICIÓN DE LA CONFIGURACIÓN ALAR.

La distribución de sustentación, como fue mostrado en la sección anterior depende de una serie de variables aerodinámicas que influyen en el comportamiento y eficiencia del ala. La distribución de sustentación depende directamente de la envergadura, la eficiencia de Oswald ( $e$ ), el aspect ratio (AR) y la relación de taper ( $\lambda$ ).

Raymer<sup>29</sup> establece en su teoría de distribución de sustentación que el mejor comportamiento de la sustentación en un ala es de tipo elíptico que varía con la disminución de la relación de taper, aumentando o disminuyendo la curvatura de dicha elipse. Al aumentar el valor de la relación de taper la distribución de sustentación se aproxima más a una distribución cuadrada y entre más pequeña es la relación de taper, la distribución se aproxima más a un comportamiento triangular. Raymer establece que con una relación de taper entre 0,45 a 0,5, la distribución de sustentación tiene un comportamiento muy cercano a la distribución de sustentación elíptica.

Gráfica 24. Distribución de sustentación y relación de taper.



Fuente: Raymer, A conceptual research approach, EUA, AIAA 1992, fig 4,22.

Así, los parámetros para la configuración alar impuestos en el código realizado son:

<sup>29</sup> Daniel P. Raymer, A conceptual research Approach, Estados Unidos, AIAA, 1992, figura 4,22 pag. 56

Tabla 17. Parámetros de distribución de Sustentación.

<b>Configuración del ala de la aeronave SOPKA</b>	
<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>
Aspect Ratio (AR)	11
Incidencia a la raíz	0,5°
Superficie (S)	0,75 m <sup>2</sup>
Relación de taper ( $\lambda$ )	0,5
Washout	1°

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

El parámetro de torsión geométrica (washout) fue impuesto con la idea de reducir el arrastre inducido en la punta del ala.

Mediante el código realizado fue posible determinar la velocidad ideal a la que debe volar la aeronave en la etapa más importante de su misión, esto fue posible igualando el Coeficiente de sustentación de la aeronave despejado de la ecuación fundamental para un vuelo recto y nivelado, con el coeficiente de sustentación obtenido por el código de la distribución de sustentación del ala, determinando así una velocidad ideal de aplicación de 24 m/s, a la altitud de operación.

Así se obtuvo como resultado final un ala taperada con las siguientes geometrías:

Tabla 18. Geometría del ala del UAV SOPKA.

<b>Configuración Final</b>	
<b>Configuración</b>	<b>Valor</b>
Envergadura	2,8723 m
Cuerda Raíz	0,348 m
Cuerda punta	0,174 m
Cuerda media aerodinámica	0,2706 m
Centro aerodinámico	0,31911 m
Eficiencia de Oswald (e)	0,9746

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

La distribución de sustentación obtenida por el código fue comparada haciendo la aproximación de la distribución de sustentación por la aproximación de Schrenk.

Normalmente este método es aplicado durante un proyecto preliminar de una nueva aeronave con alas de bajo flechamiento y de moderado o alto Aspect Ratio. Este método básicamente representa una media aritmética entre la distribución de carga originada por el modelo de ala en cuestión y una

distribución de sustentación elíptica para un ala de la misma área y envergadura. Utilizando las siguientes ecuaciones:

Ecuación 36. Distribución de sustentación de ala estudiada.

$$L(y)_T = \frac{2L}{(1+\lambda)b} \cdot \left[ 1 + \left( \frac{2y}{b} (1+\lambda) \right) \right]$$

Fuente: Miranda L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica.  
São Paulo, 2013, Pág 63.

Ecuación 37. Distribución de sustentación elíptica.

$$L(y)_E = \frac{4L}{b\pi} \sqrt{1 - \left( \frac{2y}{b} \right)^2}$$

Fuente: Miranda L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica.  
São Paulo, 2013, Pág 63.

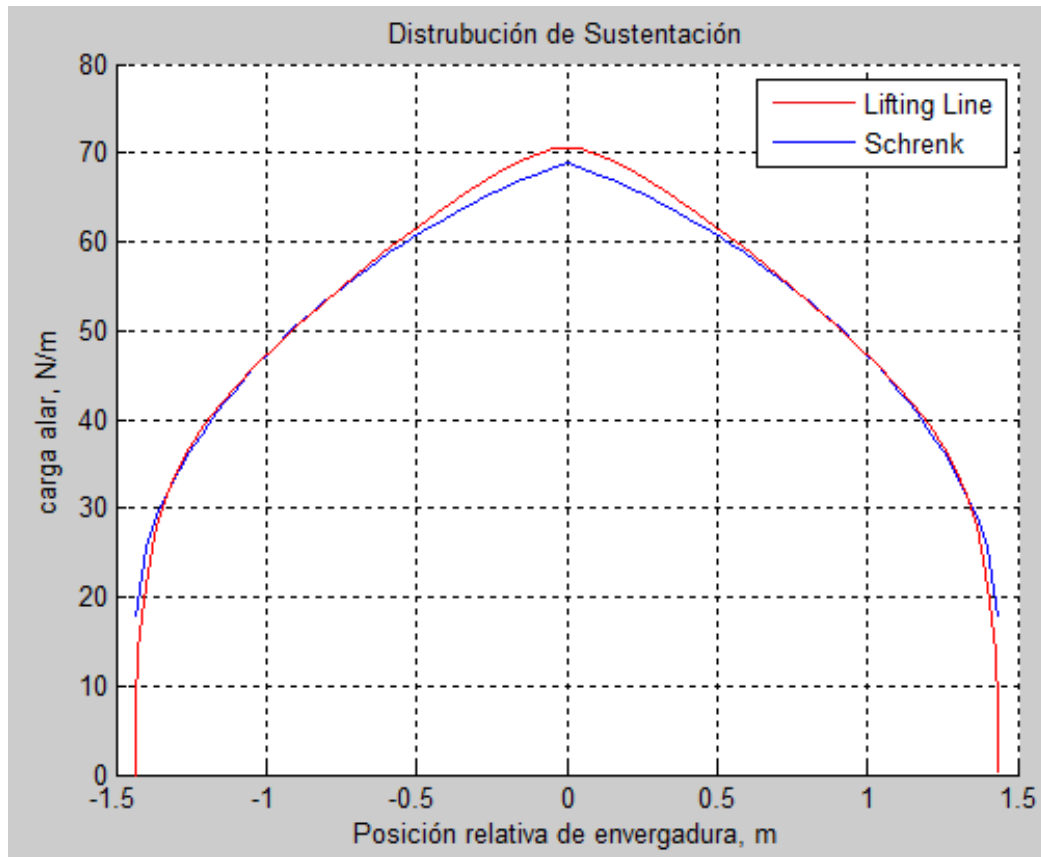
Ecuación 38. Media de distribuciones de sustentación.

$$L(y)_{TS} = \frac{L(Y)_T + L(Y)_E}{2}$$

te: Miranda L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica.  
São Paulo, 2013, Pág 63.

Así la gráfica 25 se aprecia el comportamiento de la distribución de sustentación realizada por el método de lifting line y por el método de Schrenk, se observa que el comportamiento es similar, siendo la distribución de sustentación del método de Lifting Line el utilizado para posteriormente hacer trazar los gráficos respectivos de cortante y momento flector del ala.

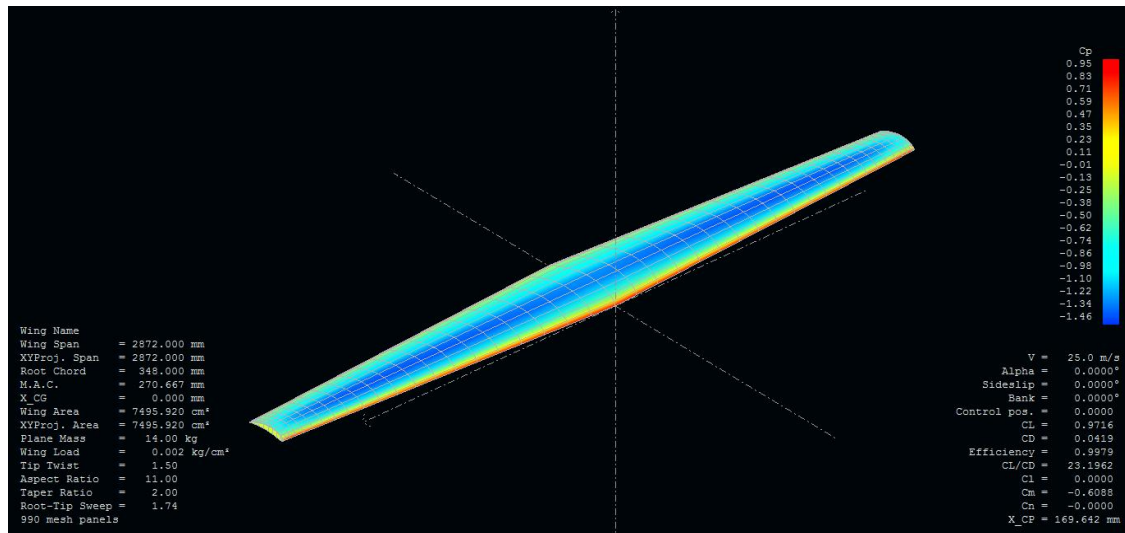
Gráfica 25. Lifting Line y Schrenk, UAV SOPKA.



Fuente: MATLAB, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Después de todo el análisis bidimensional y tridimensional el ala final de la aeronave SOPKA fue simulada en el software gratuito XFLR5 mediante el método de paneles.

Figura 26. Ala del UAV SOPKA.



Fuente: XFLR5, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

En la figura 26 se aprecia la configuración alar de la aeronave con un entorno de presiones alrededor de ella, se observa que la mínima presión en el ala está en el extrados de la misma, como era esperado.

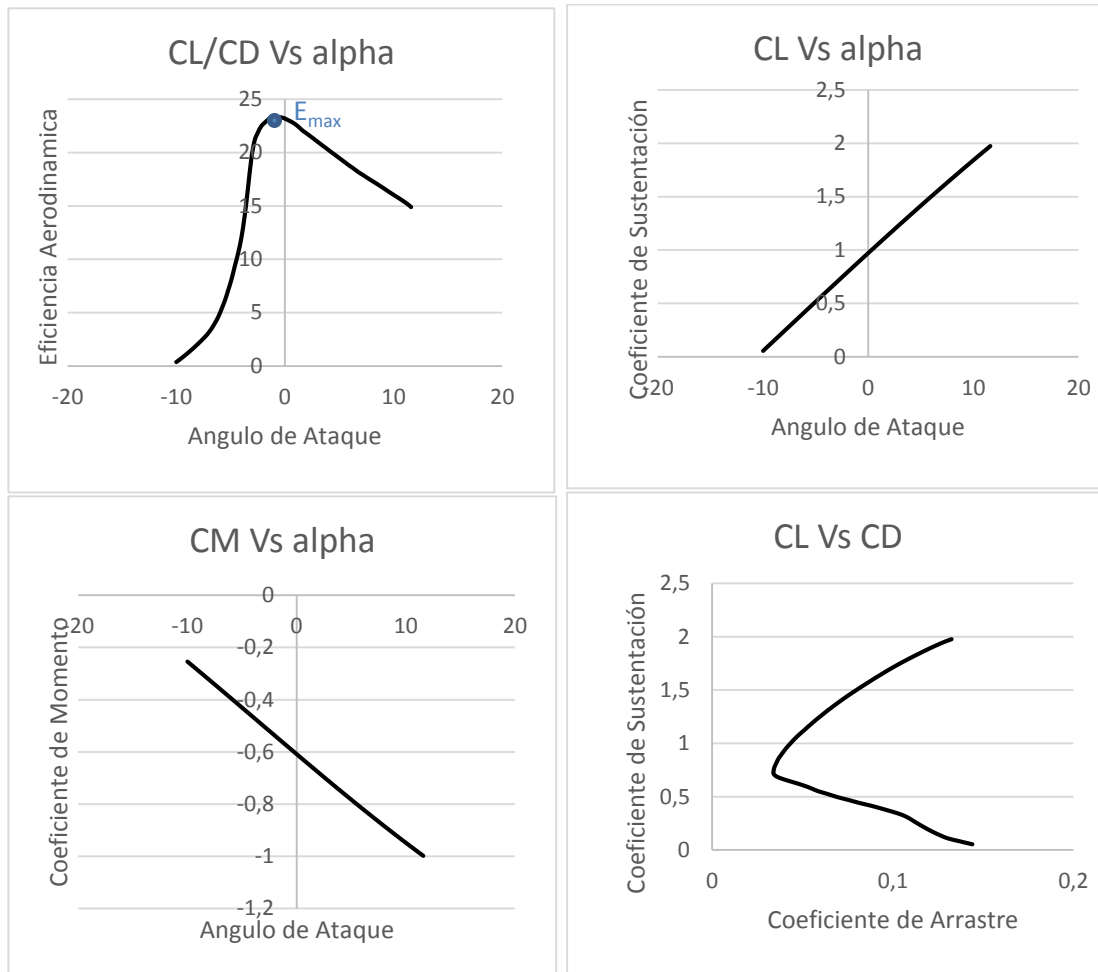
Se obtuvo los siguientes datos aerodinámicos:

Tabla 19. Datos aerodinámicos del ala.

CL Máximo	2,03
Angulo de perdida	20°
L/D máximo	23,33
Angulo de máximo L/D	-1°
V stall	12,4 m/s

Fuente: XFLR5, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 26. Ala SOPKA – Curvas aerodinámicas.



Fuente: XFLR5, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Lo más interesante de estas graficas es observar que el ángulo de máxima eficiencia aerodinámica es negativo, esto se debe a la geometría del perfil, idealmente para reducir el arrastre y aumentar la sustentación en la configuración final de la aeronave el ala tendría que tener un ángulo de incidencia negativo, pero por la configuración realizada anteriormente en la sección de distribución de sustentación el ángulo de incidencia de la aeronave será de 0.5 grados, como condición de entrada en el código de MATLAB para la configuración alar.

#### 4.3 FUSELAJE.

Este cálculo fue realizado según el procedimiento planteado por Raymer (1992) siguiendo la tabla donde nos presenta la ecuación, y nos da los



parámetros “a” y “C” para el cálculo de la longitud de la aeronave por medio de la ecuación 39.

Ecuación 39. Longitud de la aeronave.

$$L_f = aW_0^C$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 110.

Para la categoría “Sailplane-powered” se tiene:

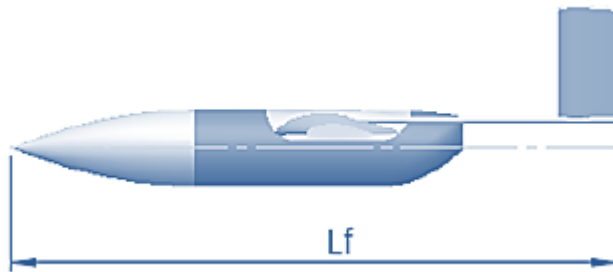
Tabla 20. Valores de Sail-Plane para longitud de fuselaje.

Longitud de fuselaje	a	C
Sailplane-Powered	0,86	0,48

Fuente: Raymer, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Sustituyendo los valores de la tabla 20 en la ecuación 39 se obtiene que la longitud del fuselaje es 1,55 metros. Para finalidad de cálculo la longitud adoptada será  $L_f = 1,6$  metros.

Figura 27. Fuselaje de la aeronave SOPKA.



Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

#### 4.4 SUPERFICIES ESTABILIZADORAS.

Para la configuración inicial fue decidido utilizar la configuración tradicional de empenaje, sin diedro y sin flechamiento, tales factores favorecen la simplicidad de montaje y fabricación del mismo. Posteriormente se trabajó con el área proyectada del empenaje horizontal y vertical. Así, la configuración final será un empenaje tipo “V” invertida.

En esta sección será calculada la geometría las superficies estabilizadoras a través de los coeficientes de Volumen.

#### 4.4.1 COEFICIENTES DE VOLUMEN.

Una de las funciones de las superficies estabilizadoras es contrarrestar los momentos generados por el ala de la aeronave, de acuerdo con lo planteado se espera que haya una relación entre el área del ala y el área del empenaje, el cálculo es basado considerando la eficiencia de la cola en generar momento en relación al centro de gravedad del avión, para el cálculo de las áreas del estabilizador horizontal y vertical usaremos los coeficientes de volumen típicos planteados por Raymer 1992. Que fueron obtenidos mediante una media de los valores de aeronaves por categoría.

Mediante las Ecuaciones de Volumen:

Ecuación 40. Coeficiente de empenaje vertical.

$$C_{VT} = \frac{L_{VT}S_{VT}}{b_W S_W}$$

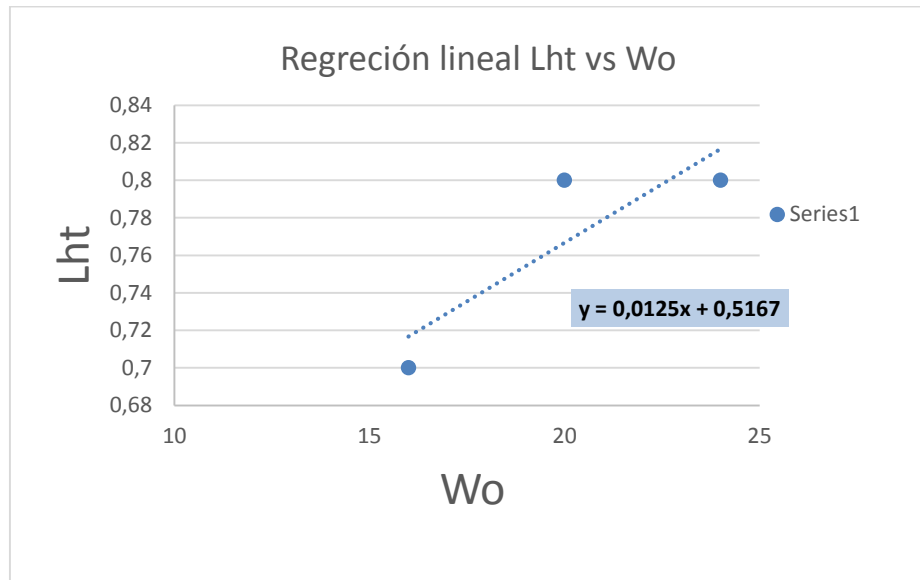
Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 111.

Ecuación 41. Coeficiente de empenaje horizontal.

$$C_{HT} = \frac{L_{HT}S_{HT}}{\bar{C}_W S_W}$$

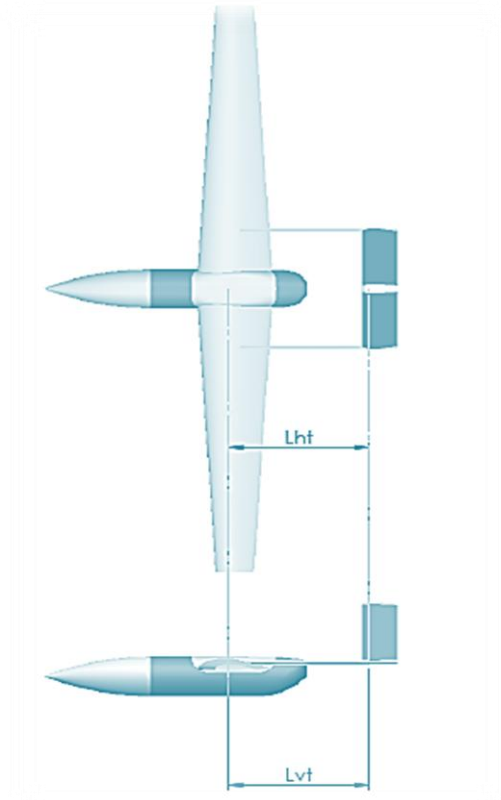
Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 111.

Gráfica 27. Regresión lineal para longitud de empenaje.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Figura 28. Longitudes del empenaje.



Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

La metodología para determinar la longitud desde el centro aerodinámico del ala, hasta el centro aerodinámico del empenaje fue usar una regresión lineal entre las aeronaves que fueron patrón de esta investigación en base a la gráfica 27.

Se aprecia en la figura 28 que la longitud tanto al empenaje horizontal como vertical es la misma con un valor de 0,7 metros desde la ubicación de la cuerda media aerodinámica.

Para la aeronave SOPKA se tomaron los siguientes coeficientes de volumen, haciendo referencia al libro de Raymer y tomando los valores para Sail Plane, como aeronave ligera:

Tabla 21. Coeficientes de Volumen de empenaje.

Tipo de Aeronave	Valores Típicos	
Sail Plane	Horizontal $C_{HT}$	Vertical $C_{VT}$
	0.5	0.02

Fuente: Raymer, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

#### 4.4.2 AREAS DEL EMPENAJE.

En las siguientes ecuaciones encontramos las áreas de las superficies estabilizadoras partiendo de los coeficientes de volumen mencionados anteriormente.

Ecuación 42. Área de empenaje vertical.

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} b_W S_W}{L_{VT}} = 0,0302 \text{ m}^2$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 112.

Ecuación 43. Área de empenaje horizontal.

$$S_{HT} = \frac{C_{HT} \bar{C}_W S_W}{L_{HT}} = 0,074 \text{ m}^2$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 112.

Entonces el pre dimensionamiento de cada una de las superficies es:

Tabla 22. Dimensiones del Empenaje.

Dimensiones Empenaje		
Parámetro	Empenaje Vertical	Empenaje Horizontal
Volumen	0,02	0,5
Área [m <sup>2</sup> ]	0,0302	0,074
Envergadura [m]	0,21	0,54
Cuerda de Raíz [m]	0,20	0,15
Cuerda de punta [m]	0,08	0,12
AR	1,5	4
MAC [m]	0,15	0,13

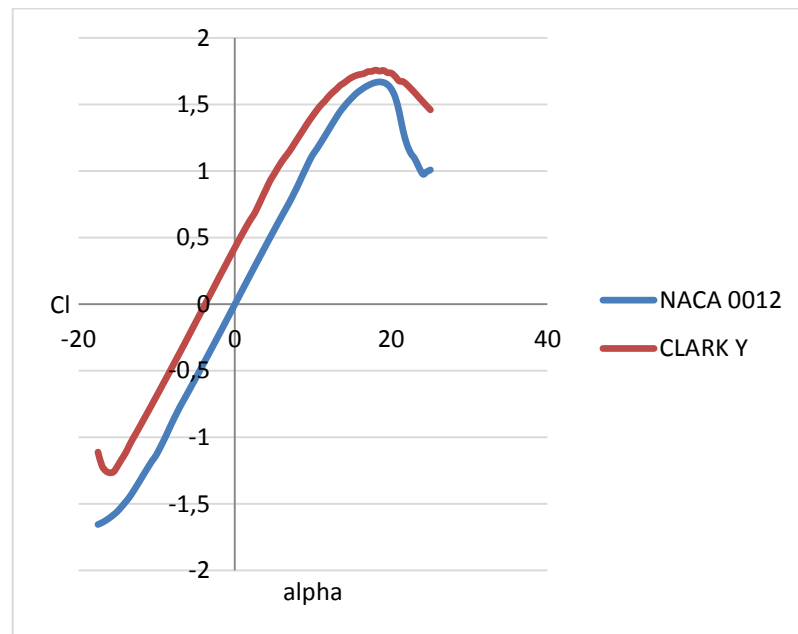
Fuente: Raymer, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

#### 4.4.3 PERFIL AERODINÁMICO DEL EMPENAJE.

Para el inicio del análisis, se propuso verificar el uso de un perfil sin camber (NACA 0012) y un perfil (CLARK Y) propuestos por la experiencia del orientador de este proyecto.

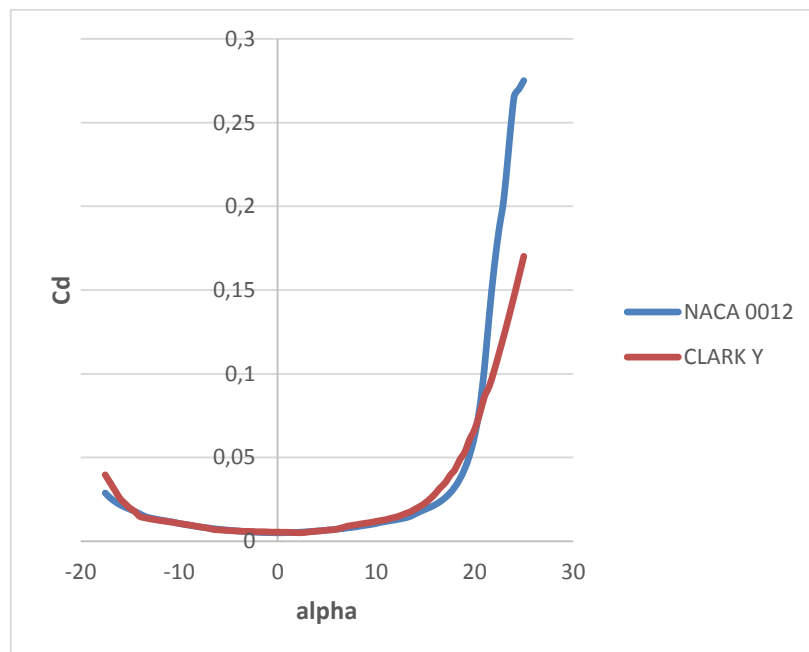
Las gráficas fueron obtenidas analizando el software XFLR5, para un bajo número de Reynolds de 240000.

Gráfica 28. Coeficiente de sustentación Vs Ángulo de ataque – 2D Tail.



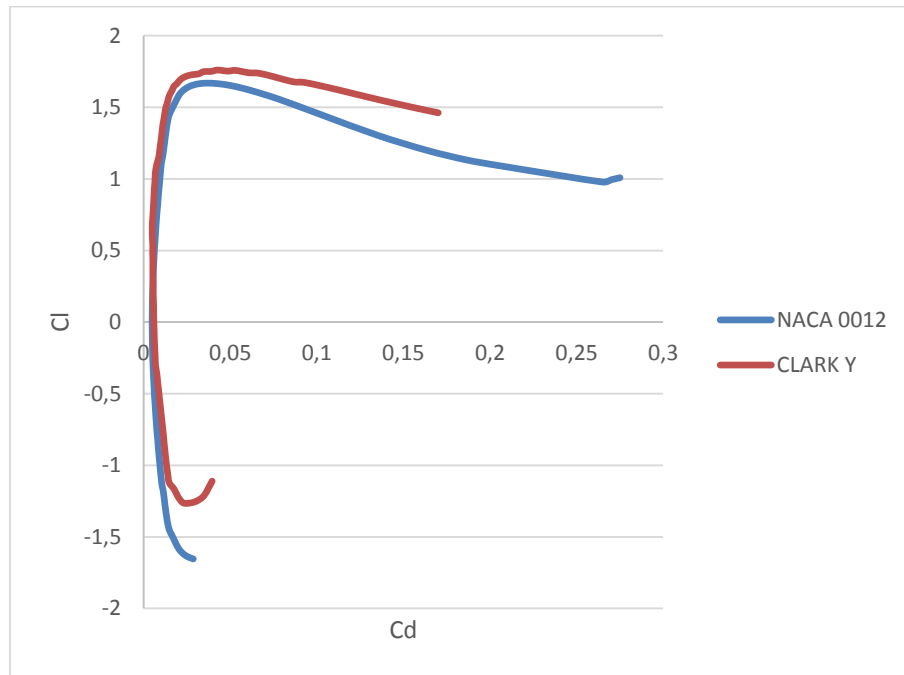
Fuente: XFLR5, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 29. Coeficiente de arrastre Vs Angulo de ataque – 2D Tail.



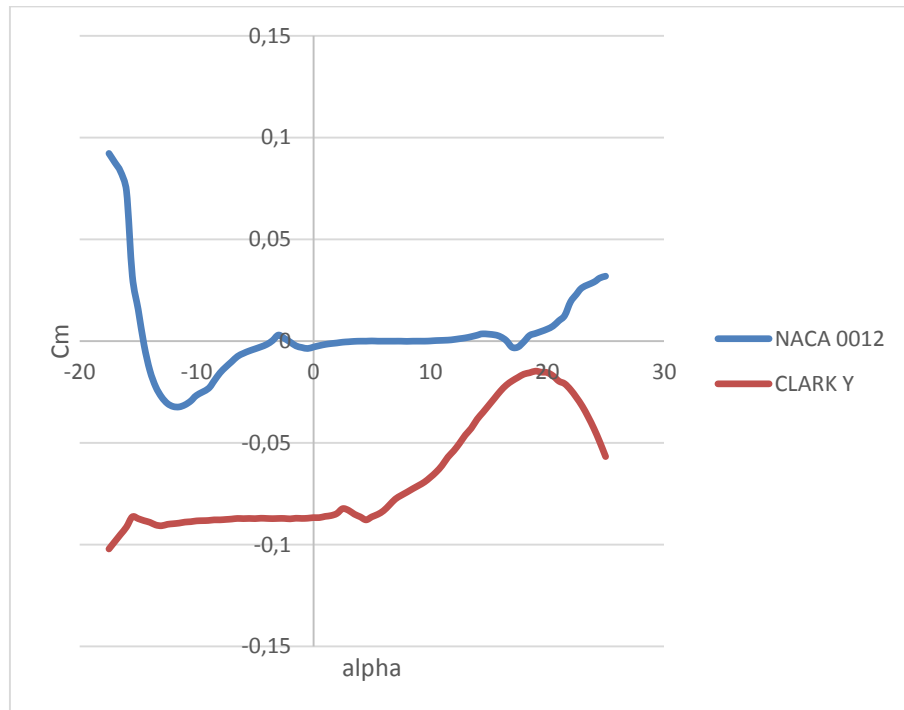
Fuente: XFLR5, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 30. Polar de arrastre del Perfil – 2D Tail.



Fuente: XFLR5, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Gráfica 31. Coeficiente de momento Vs Angulo de ataque – 2D Tail.



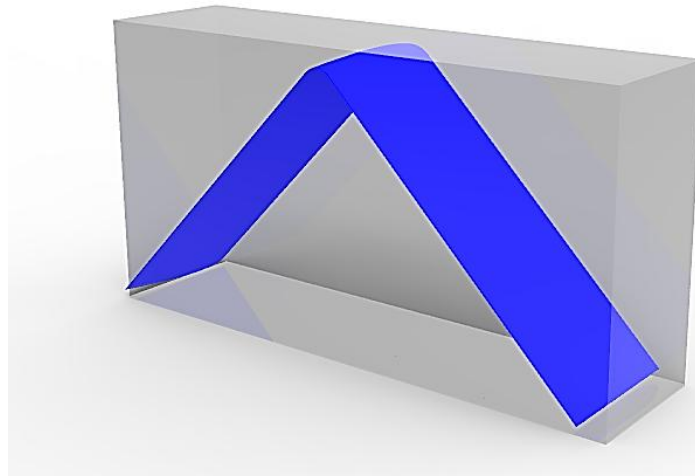
Fuente: XFLR5, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Como es evidente en la gráfica 28 se requiere un perfil que no genere sustentación para un ángulo de incidencia cero, ya que la sustentación generada por el ala es suficiente para el vuelo de la aeronave y si a cero grados en el empenaje se tuviera una fuerza de sustentación, esta fuerza generaría un momento desestabilizante en la aeronave y se requiere que la fuerza que ejerce el empenaje sea contraria a la sustentación (Down Force) para que contrarreste el momento generado por la fuerza de sustentación del ala y el momento mismo del fuselaje. También se evidencia en la gráfica 29 que para ángulos de ataque diferentes a cero grados, el perfil CLARK Y genera más arrastre que NACA 0012. Por esto el perfil escogido para el empenaje de la aeronave es el NACA 0012.

#### 4.4.4 ANÁLISIS EN TERCERA DIMENSIÓN DEL EMPENAJE.

La configuración final del empenaje es de tipo “V” invertida, al trabajar con el área proyectada como se explicó anteriormente del empenaje vertical y horizontal la configuración final del empenaje es:

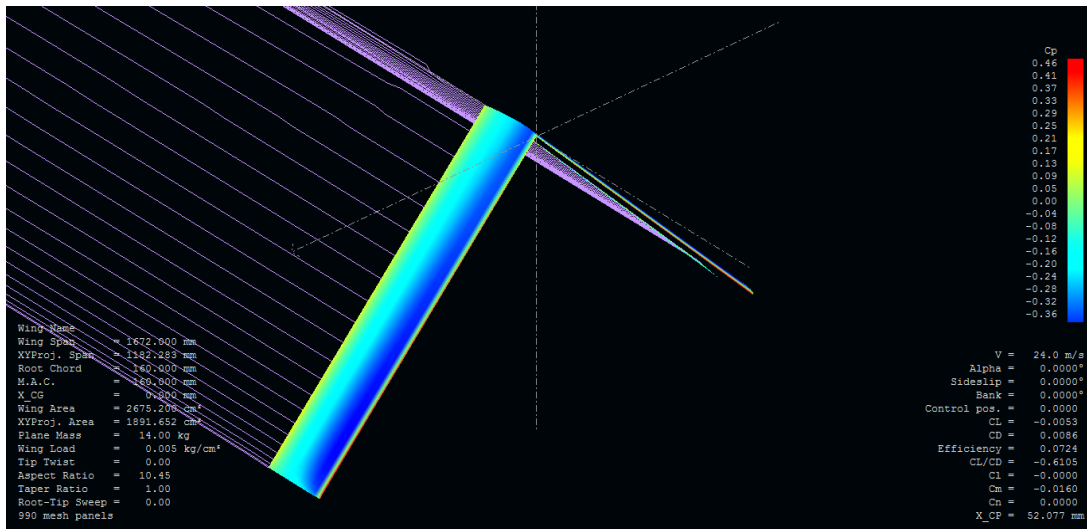
Figura 29. CAD del empenaje.



Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.



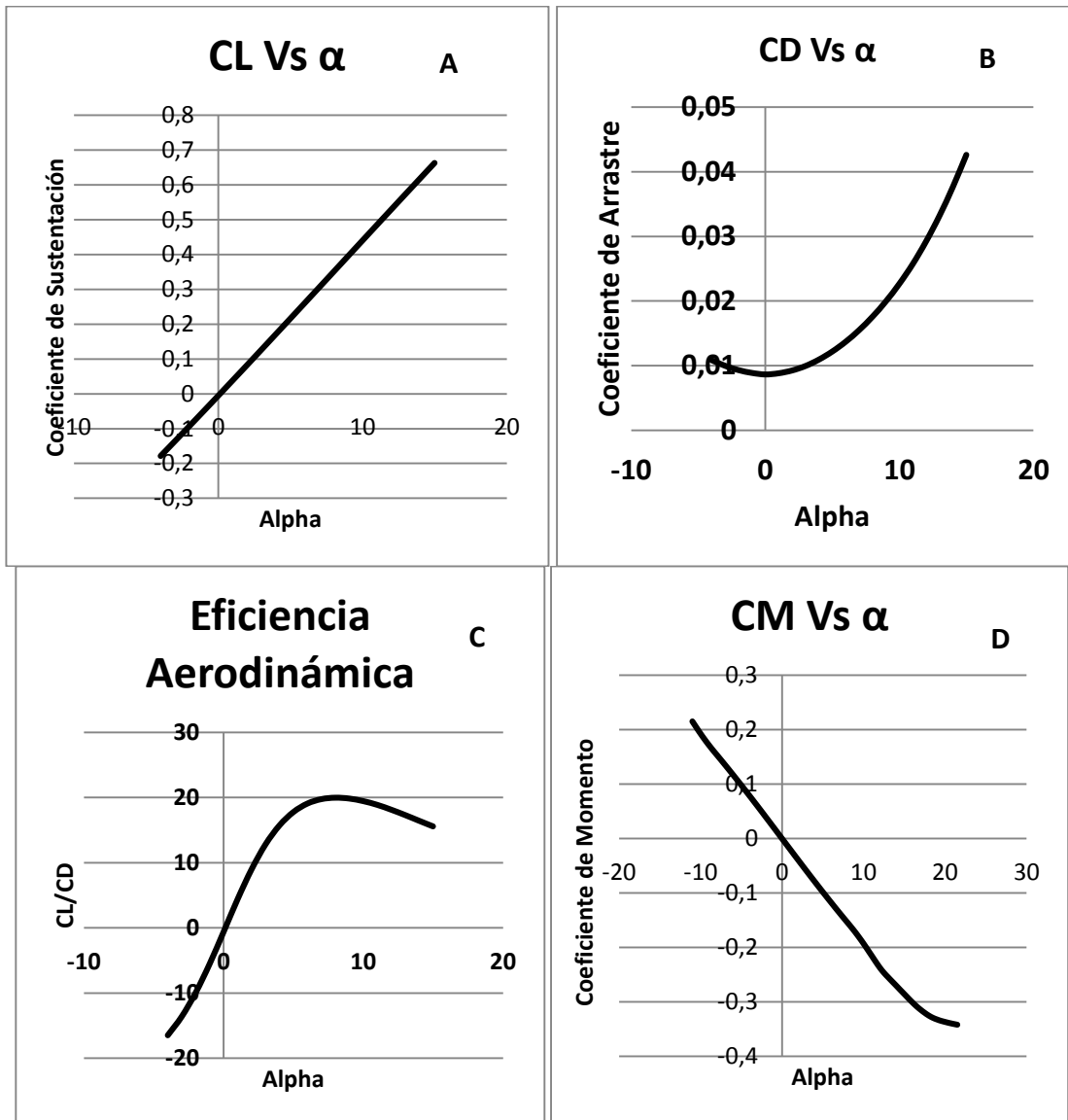
Figura 30. Empenaje en XFLR5.



Fuente: XFLR5, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Con una cuerda de 160 mm y una semi envergadura de 418 mm esta configuración fue dimensionada y analizada por el método de paneles en el software gratuito XFLR5 y se obtuvieron las siguientes curvas aerodinámicas:

Gráfica 32. Empenaje del UAV SOPKA – Cuervas aerodinámicas.



Fuente: XFLR5, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Se observa en la gráfica 32 C que para un ángulo de cero grados la eficiencia aerodinámica es casi cero también, donde la sustentación y el arrastre es casi nulo en ese ángulo de incidencia. De la gráfica de coeficiente de momento se observa un comportamiento estable de la aeronave hasta 18 grados de incidencia. Se adoptó un ángulo de incidencia del empenaje en la aeronave de  $-2^\circ$  para que a mayores ángulos de incidencia no presente efectos desestabilizantes, aunque por las características de misión del avión no se va a operar a ángulos mayores a  $10^\circ$ .

## 4.5 TREN DE ATERRIZAJE.

Fue escogida la configuración convencional o clásica para el tren de aterrizaje de la aeronave SOPKA. Esta configuración reduce el peso del tren además de aumentar el espacio entre la hélice y el suelo. Su formato produce menos arrastre, lo que permite mejorar el performance de la aeronave.

Debido a la importancia del tren de aterrizaje en una aeronave por su capacidad de absorber la energía cinética del impacto de aterrizaje, disminuir vibraciones y dar control y estabilidad en tierra, fue necesario ver la viabilidad de adaptar un tren fijo o retráctil al UAV, y debido a que un tren fijo no requiere grandes eficiencias aerodinámica para aeronaves pequeñas en comparación con aeronaves de gran magnitud y velocidad.

Se seleccionó una configuración de tren de aterrizaje fijo que debido a su peso, velocidad y diseño es óptimo para garantizar su operatividad en tierra, además de eso es de construcción sencilla y barata.

En esta etapa se describe un paso a paso de cómo fue seleccionada la respectiva ubicación del tren de aterrizaje principal y el tren de nariz.

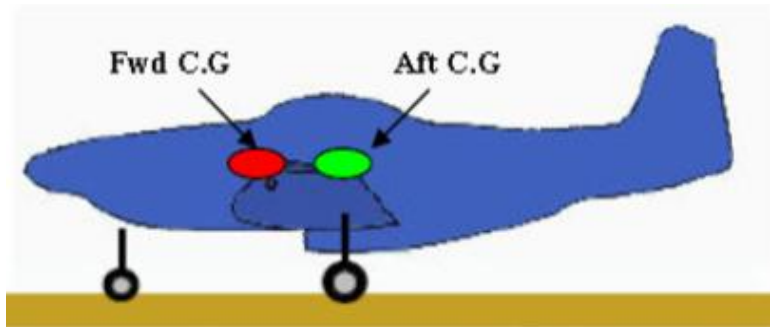
### 4.5.1 UBICACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE PRINCIPAL.

Para dimensionar el tren de aterrizaje se debe tener en cuenta la ubicación del centro de gravedad del avión ya que esta es necesaria para la posición exacta del tren de aterrizaje principal para efectos de estabilidad en tierra. La aeronave tiene dos posiciones del centro de gravedad (C.G) una delante y una atrás que corresponden a la masa de combustible para despegue y la otra para después de misión donde la mayoría de combustible ha sido consumido<sup>30</sup>.

---

<sup>30</sup> Landing Gear Layout design for Unmanned Aerial Vehicle. 14<sup>th</sup> National Conference on Machines and Mechanism, Durgapur, India, December 17-18, 2009

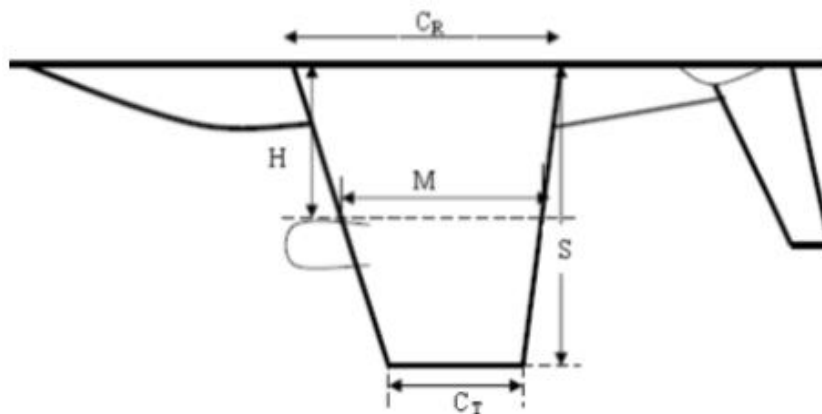
Figura 31. Vehículo aéreo con dos posiciones de CG.



Fuente: Landing Gear Layout design for Unmanned Aerial Vehicle Fig 1.

La posición del centro de gravedad puede ser obtenida conociendo el peso de cada componente y su ubicación en el avión. El cálculo de la cuerda media aerodinámica es basado en la figura 32 y ecuación 44.

Figura 32. Vista de planta de UAV para cálculos de MAC.



Fuente: Landing Gear Layout design for Unmanned Aerial Vehicle Fig 2.

Las siguientes ecuaciones se usan para calcular y ubicar la cuerda media aerodinámica.

Ecuación 44. Cuerda media aerodinámica.

$$MAC = \frac{2}{3} \left[ C_R + C_T - \frac{C_R C_T}{C_R + C_T} \right]$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 49.

Ecuación 45. Posición de MAC.

$$H = \frac{S(C_R - MAC)}{C_R - C_T}$$

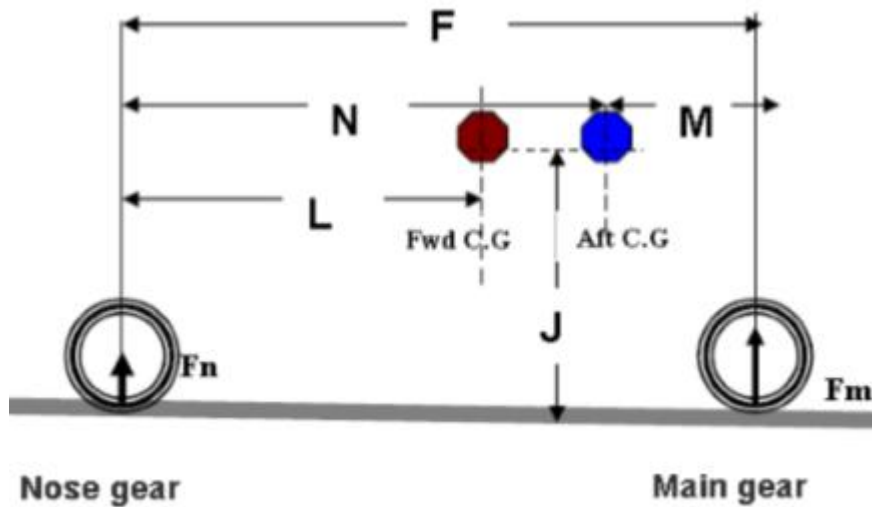
Fuente: Landing Gear Layout design for Unmanned Aerial Vehicle. 14th National Conference on Machines and Mechanism, Durgapur, India, December 17-18, 2009.

#### 4.5.2 CARGAS DE NEUMATICO PRINCIPAL Y DE NARIZ.

El cálculo de las cargas de los neumáticos es basado en la figura 33, donde se hace una relación y se determinan las ecuaciones 46, 47 y 48.

El tren de nariz fue colocado lo más adelante posible para minimizar su carga y maximizar la estabilidad. Las cargas en el tren de nariz en condición estática en general varían aproximadamente entre un 6 – 20 %, pero estos son considerados como extremos, entonces un intervalo preferible sería de 8% con el C.G atrás, aumentando a 15% con el C.G hacia adelante.

Figura 33. Diagrama para calcular las cargas del tren de nariz.



Fuente: Landing Gear Layout design for Unmanned Aerial Vehicle Fig 3.

Ecuación 46. Máxima carga estática del tren principal.

$$W \left( \frac{F - M}{2F} \right) \leq (0,42 - 0,46)W$$

Fuente: Landing Gear Layout design for Unmanned Aerial Vehicle. 14th National Conference on Machines and Mechanism, Durgapur, India, December 17-18, 2009.

Ecuación 47. Máxima carga estática del tren de nariz.

$$W \left( \frac{F - L}{F} \right) \leq (0,08 - 0,15)W$$

Fuente: Landing Gear Layout design for Unmanned Aerial Vehicle. 14th National Conference on Machines and Mechanism, Durgapur, India, December 17-18, 2009.

Ecuación 48. Mínima carga estática del tren de nariz.

$$W \left( \frac{F - N}{F} \right) \geq (0,08)W$$

Fuente: Landing Gear Layout design for Unmanned Aerial Vehicle. 14th National Conference on Machines and Mechanism, Durgapur, India, December 17-18, 2009.

Donde W representa el peso de despegue de la aeronave, entonces, en ese orden de ideas se tiene para el caso de la aeronave SOPKA:

W= 153,45 N.

F= 0,94 m.

M= 0,06 m.

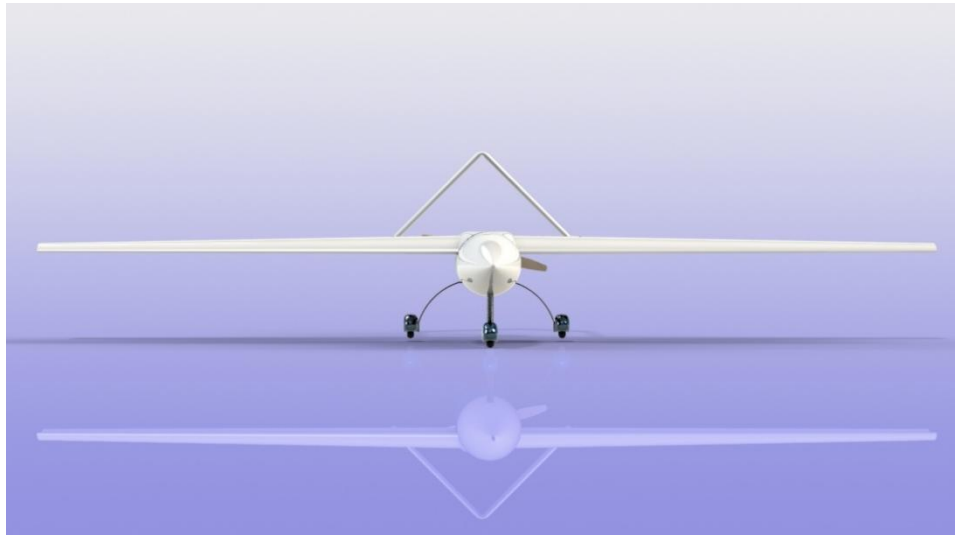
N= 0,44 m.

L= 0,36 m.

Utilizando los valores presentados anteriormente, para la máxima carga estática del tren principal el resultado es 0,4248. Para la máxima carga estática del tren de nariz el resultado es 0,15 y la mínima carga estática del tren de nariz es 0,106. Así teniendo en cuenta las ecuaciones anteriores y reemplazando sus respectivos valores se obtiene que los resultados están dentro del margen propuesto para cada carga del tren y así los resultados son confiables de acuerdo con la teoría presentada, entonces la ubicación del tren de aterrizaje no afecta la estabilidad de la aeronave.

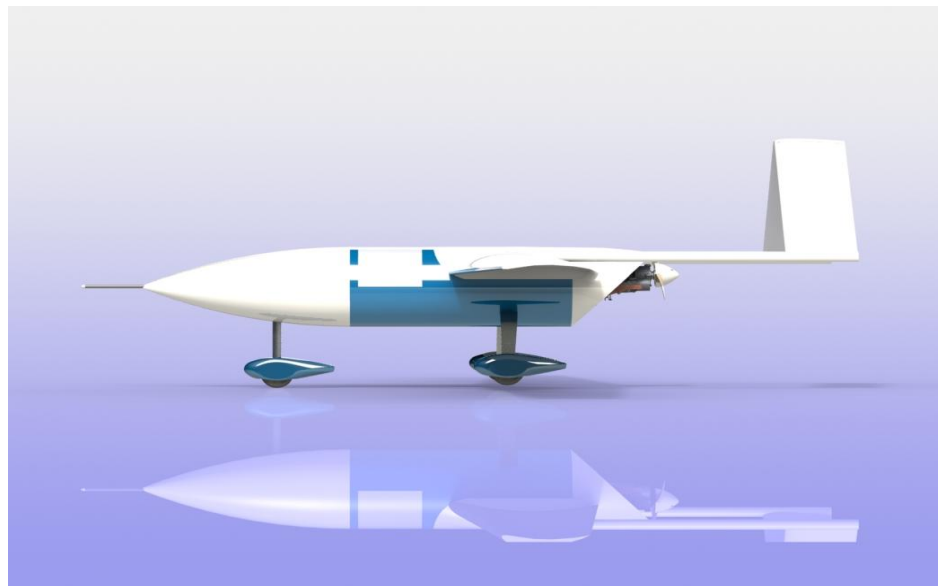
#### 4.6 DISEÑO EN CAD DE LA AERONAVE.

Figura 34. Vista frontal del UAV SOPKA.



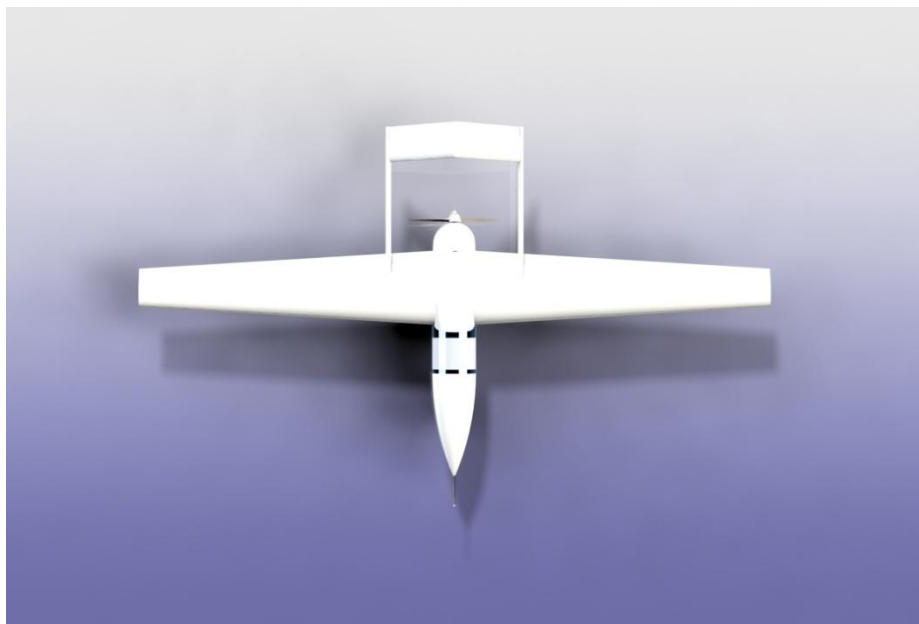
Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Figura 35. Vista lateral del UAV SOPKA.



Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Figura 36. Vista de planta del UAV SOPKA.



Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Figura 37. Vista Isométrica del UAV SOPKA.



Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.



## 4.7 POLAR DE ARRASTRE TEÓRICA.

En esta sección se presenta la aerodinámica completa de la aeronave por medio del estudio de las curvas de la polar de arrastre. Básicamente toda la fuerza de sustentación y arrastre, bien importantes para el desempeño de la aeronave.

Para obtener una ecuación y una gráfica precisa, se hizo un estudio detallado del coeficiente de arrastre parasito de la aeronave según los cálculos de Raymer<sup>31</sup>, todos los datos utilizados en esta sección están en unidades inglesas y después se calculó el coeficiente de arrastre inducido que es el debido a la fuerza de sustentación.

Se sabe que el coeficiente total de arrastre es igual a:

Ecuación 49. Coeficiente de arrastre.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA. Pág 220.

Ecuación 50. Coeficiente de arrastre total.

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e_0 AR}$$

Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA. Pág 220.

### 4.7.1 ARRASTRE PARÁSITO DE SUPERFICIES PRINCIPALES.

El arrastre parásito de una aeronave puede ser estimado por medio del cálculo individual de la fuerza de arrastre parásito en cada componente de la aeronave, en este caso del ala, fuselaje y empenaje.

Así los datos que se tuvieron en cuenta para la solución del método analítico propuesto por Raymer se listan en la tabla 23.

---

<sup>31</sup> Daniel P. Raymer, A conceptual Research Approach, Estados Unidos, AIAA, 1992, capítulo 12 pag. 257

Tabla 23. Datos para Polar de Arrastre.

DATOS	Sistema Internacional	Sistema Ingles
Velocidad	24 m/s	78,74 ft/s
Densidad	1,225 Kg/m <sup>3</sup>	0,002852 slug/ft <sup>3</sup>
Viscosidad	0,0000183 N.seg/m <sup>2</sup>	0,00000037 lbf.seg/ft <sup>2</sup>
MAC	0,277 m	0,88 ft
Longitud fuselaje	1,1 m	3,61 ft
Cuerda empenaje	0,16 m	0,524 ft
Mach	0,07	
t/c (ala) espesura	0,125	
x/c (ala) ubicación	0,28	
Diámetro fuselaje	0,2 m	0,65 ft
Área fuselaje	0,03 m <sup>2</sup>	0,33 ft <sup>2</sup>
Área de referencia	0,75 m <sup>2</sup>	8,072 ft <sup>2</sup>
Factor de Forma fuselaje	5,55	
Presión Dinámica	352,8 N/m <sup>2</sup>	8,84 lbf/m <sup>2</sup>
t/c (empenaje)	0,12	
x/c (empenaje)	0,3	

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

#### 4.7.1.1 FACTOR DE FORMA.

Al utilizar estos datos que fueron determinados en cada una de las secciones anteriores se procede a calcular el Factor de Forma de cada uno de los componentes principales de la aeronave SOPKA, en este caso el ala, fuselaje y empenaje. Esto mediante las ecuaciones presentadas en la página 283 del libro de Raymer en su capítulo referente a la aerodinámica<sup>32</sup>.

La ecuación 51, representa el cálculo para el factor de forma de ala y empenaje y la ecuación 52 representa el cálculo para el factor de forma del fuselaje.

Ecuación 51. Factor de forma de ala y empenaje.

$$FF = \left[ 1 + \frac{0,6}{(x/c)_m} \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] [1,34M^{0,18}(\cos\Lambda_m)^{0,28}]$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 283.

<sup>32</sup> Daniel P. Raymer, A conceptual Research Approach, Estados Unidos, AIAA, 1992, capítulo 12 pag. 283

Ecuación 52. Factor de forma de fuselaje.

$$FF = \left( 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right)$$

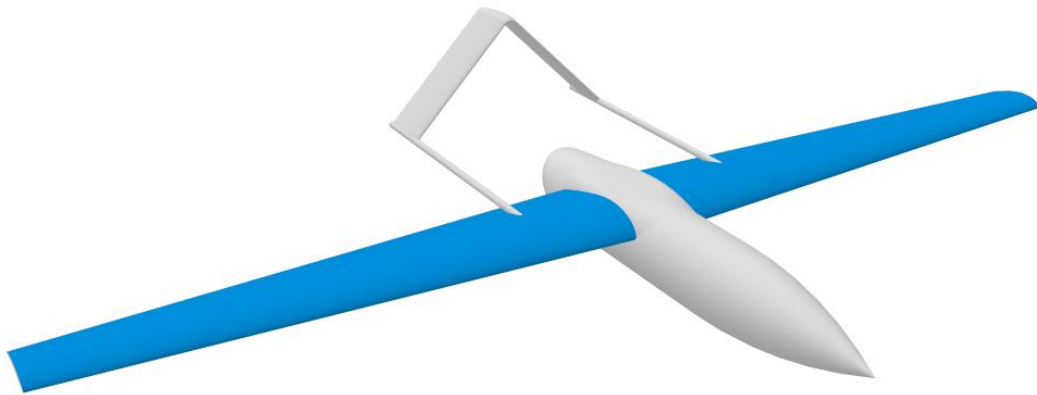
Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 283.

#### 4.7.1.2 ÁREAS MOJADAS.

El área mojada es el área expuesta de la superficie de la aeronave, tiene este nombre debido a que si fuese inmersa en agua el área externa sería la que está en contacto con el agua.

Para determinar el área mojada de la aeronave se utilizó el software SolidWorks, a continuación se muestra una estimativa de cada parte de la aeronave SOPKA.

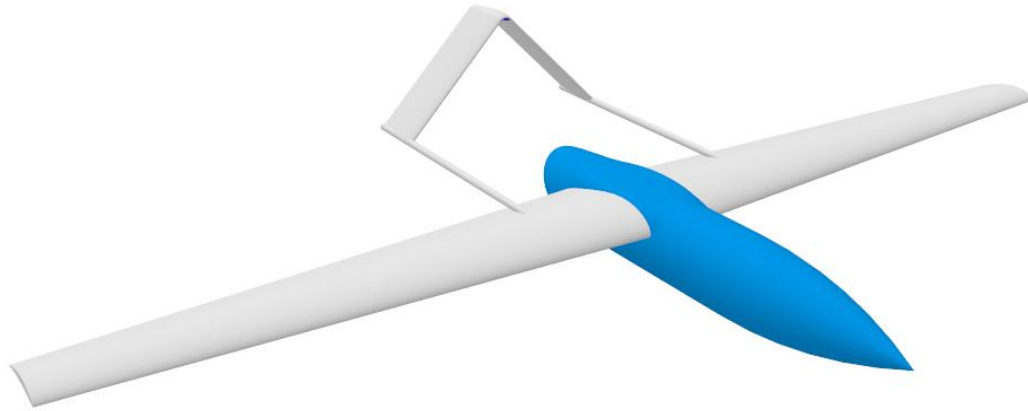
Figura 38. Área mojada de ala.



Área de superficie =  $1.46 \text{ m}^2 = 15,82 \text{ ft}^2$

Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

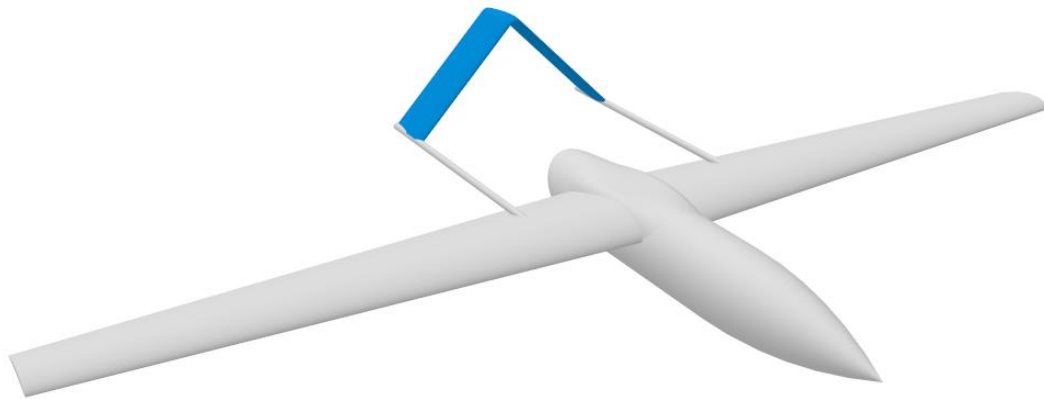
Figura 39. Área mojada de fuselaje.



Área de superficie =  $0.60 \text{ m}^2 = 6,5 \text{ ft}^2$

Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Figura 40. Área mojada de Empenaje.



Área de superficie =  $0.271414 \text{ m}^2$

Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

#### 4.7.1.3 COEFICIENTE DE FRICCIÓN.

Para determinar el coeficiente de fricción que se va a utilizar, primeramente se calculó el número de Reynolds para cada una de las superficies en cuestión; para el ala se calculó el Reynolds utilizando la cuerda media aerodinámica, para el fuselaje se utilizó la longitud del mismo y para el empenaje se utilizó la cuerda, en este caso se calculó el coeficiente de

fricción para régimen laminar y turbulento y posteriormente se realizó una media de estos dos coeficientes mediante las ecuaciones propuestas por Raymer.

Así, para el coeficiente de fricción laminar, para el coeficiente de fricción turbulento y la media entre ambos se utilizó las siguientes ecuaciones respectivamente:

Ecuación 53. Coeficiente de fricción laminar.

$$C_{f \text{ laminar}} = \frac{1,328}{\sqrt{Re}}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 282.

Ecuación 54. Coeficiente de fricción turbulento.

$$C_{f \text{ turbulento}} = \frac{0,455}{(\log_{10} Re)^{2,58}}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 282.

Ecuación 55. Media de coeficiente de fricción.

$$C_{f \text{ media}} = (0,15C_{f \text{ laminar}}) + (0,85C_{f \text{ turbulento}})$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 282.

#### 4.7.1.4 ARRASTRE PARÁSITO SUPERFICIE PRINCIPAL.

Para el cálculo del coeficiente de arrastre parásito se utilizó la ecuación 56, para ello se utilizó un componente de factor de interferencia (Q) que para ala y fuselaje es 1.0 y para empenaje es 1.03 según Raymer.

Entonces según Raymer la ecuación es:

Ecuación 56. Coeficiente de arrastre parásito.

$$C_{D0} = \frac{C_{f\ media} FF Q S_{wet}}{S_{ref}}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 280.

#### 4.7.2 ARRASTRE PARÁSITO DE TREN DE ATERRIZAJE.

Para el cálculo del arrastre generado por el tren de aterrizaje se utilizaron los valores de la tabla 12.5 del libro de Raymer, se utiliza un coeficiente D/q para área frontal de la rueda y el neumático con un carenado especial (figura 41.) de 0.13, para una espesura del puntal de 0.05 del tren principal y 0.3 para el puntal redondo del tren de nariz. Estos valores pueden ser conferidos en la tabla 24.

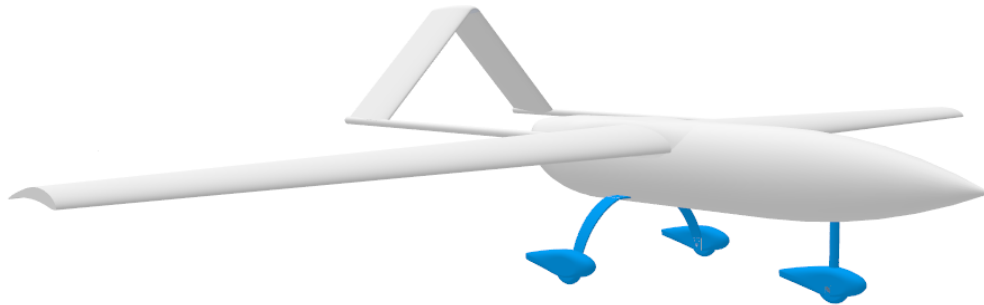
Tabla 24. Arrastre de componentes del tren de aterrizaje.

<b>Table 12.5 Landing gear component drags</b>	
	<b>D/q</b>
	<b>Frontal area (Ft<sup>2</sup>)</b>
Regular wheel and tire	0.25
Second wheel and tire in tandem	0.15
Streamlined wheel and tire	0.18
Wheel and tire with fairing	0.13
Streamline strut (1/6 < t/c < 1/3)	0.05
Round strut or wire	0.30
Flat spring gear leg	1.40
Fork, bogey, irregular fitting	1.0-1.4

Fuente: Raymer, São Carlos, Brasil: 2014; Tabla 12.5, pág. 287.

Los valores mencionados anteriormente fueron multiplicados por el área frontal de los neumáticos y de los puntales del tren de aterrizaje.

Figura 41. Área frontal del Tren de aterrizaje.



Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

En la tabla 25 se referencian las áreas frontales del tren de aterrizaje.

Tabla 25. Área frontal del tren de aterrizaje.

Área Frontal del tren de aterrizaje	
Llanta del tren Principal	0,062
Puntal del tren Principal	0,025
Llanta del tren de nariz	0,031
Puntal del tren de nariz	0,021

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Finalmente para calcular el coeficiente de arrastre parásito del tren de aterrizaje se utilizó la ecuación 57.

Ecuación 57. Coeficiente de arrastre parásito del tren.

$$C_{Do LG} = \frac{1,2 \sum D/q}{S_{ref}}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 288.

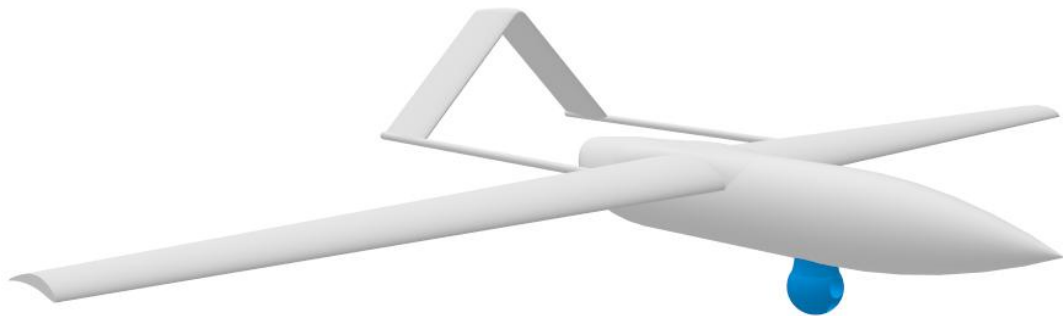
#### 4.7.3 ARRASTRE PARÁSITO DE UNION Y CÁMARA.

En esta sección se calcula el coeficiente de arrastre parásito para las otras superficies expuestas al fluido en la misión de la aeronave, diferentes al ala, fuselaje, empenaje y tren de aterrizaje que ya fueron mencionados anteriormente. Los componentes comprometidos en esta sección son la

cámara que tendrá la aeronave para cumplir con su requisito en la misión y las barras que unen las alas de la aeronave con el empenaje de la misma.

En primer lugar fue calculada el área mojada de estas superficies, para después, mediante la ecuación 12.23 del libro de Raymer calcular el coeficiente de arrastre parásito de estas partes de la aeronave.<sup>33</sup>

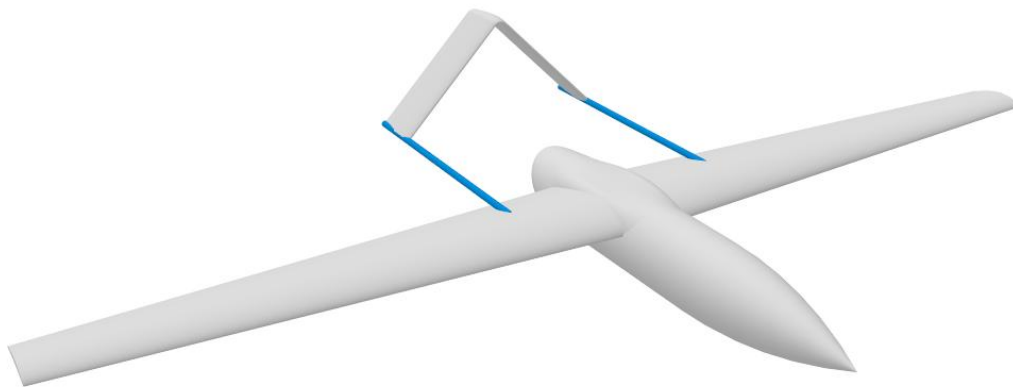
Figura 42. Área mojada de Cámara.



Área de superficie =  $0.051 \text{ m}^2$

Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Figura 43. Área mojada de barras del fuselaje.



Área de superficie =  $0.087714 \text{ m}^2$

Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

---

<sup>33</sup> Daniel P. Raymer, A conceptual Research Approach, Estados Unidos, AIAA, 1992, capítulo 12 pag. 280, Ecuación 12.23



Entonces mediante la ecuación planteada por Raymer se calcula el coeficiente de arrastre parásito para estas secciones de la aeronave.

Ecuación 58. Coeficiente parásito estandar.

$$C_{D0} = C_f \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 279.

El coeficiente de fricción fue tomado de la tabla 12.3 del libro de Raymer, donde se toma un coeficiente de fricción equivalente para diferentes tipos de aeronaves, para este caso, el coeficiente de fricción utilizado fue para una aeronave liviana con un solo motor a pistón, donde el coeficiente de fricción es de 0,0055.

#### 4.7.4 ARRASTRE PARÁSITO TOTAL DE LA AERONAVE.

En las secciones anteriores se mostró el paso a paso de cómo fue calculado el coeficiente de arrastre parásito de toda la aeronave. Para saber cuál fue el resultado final, fue necesario hacer una sumatoria de todos los coeficientes de arrastre parásito mencionado y calculado. Así el resultado final para el coeficiente de arrastre parásito de la aeronave SOPKA es:

Ecuación 59. Coeficiente de arrastre parásito total.

$$\sum C_{D0W} + C_{D0F} + C_{D0E} + C_{D0LG} + C_{D0C} + C_{D0B} + C_{D0M} = 0,0207$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992.

El coeficiente de arrastre parásito misceláneo fue propuesto por el orientador de este proyecto teniendo en cuenta que también estará expuesto al aire el espectrómetro de masas de la aeronave, pero al ser tan pequeño, fue despreciado realizar un estudio como el presentado anteriormente.

Para conferir el cálculo de las secciones de coeficiente de arrastre parásito, ver el anexo F.

#### 4.7.5 ARRASTRE INDUCIDO.

El coeficiente de arrastre inducido es el coeficiente producto de la fuerza de sustentación de la aeronave.

Ecuación 60. Coeficiente de arrastre inducido teórico.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e_0 AR} = k C_L^2$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Para trazar la gráfica 34, donde se referencia como aumenta el arrastre inducido de la aeronave a medida que aumenta el ángulo de ataque de la aeronave, fue necesario conocer la pendiente de la curva  $C_L$  vs  $\alpha$  para el ala de la aeronave.

#### 4.7.5.1 CÁLCULO DE $C_L$ PARA EL ARRASTRE INDUCIDO.

La teoría de “lifting line” presentada en la sección 4.2 permite entre otras propiedades, estimar el coeficiente angular de la curva  $C_L$  Vs  $\alpha$  del ala finita, en función del coeficiente angular de la curva  $c_l$  Vs  $\alpha$  del perfil.

El coeficiente angular de la curva del perfil es calculado por la ecuación 61.

Ecuación 61. Coeficiente angular del perfil.

$$a_0 = \frac{d_{c_l}}{d_\alpha} = 0,09322$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

El coeficiente angular de la curva para el ala es calculado por la ecuación 62.

Ecuación 62. Coeficiente angular del ala.

$$a = \frac{a_0}{1 + \left( \frac{a_0}{\pi e AR} \right)} = 0,0804$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

La ecuación 62 es válida solamente para alas con Aspect Ratio (AR) mayor a 4 operando en régimen subsónico incompresible.

El factor  $e$ , denominado factor de eficiencia de Oswald para la envergadura del ala. Representa un parámetro que depende del modelo geométrico del ala y es muy influenciado por el Aspect Ratio (AR) y por la relación de estrechamiento del ala. La ecuación 63, permite una estimación del factor  $e$ .

Ecuación 63. Eficiencia de Oswald.

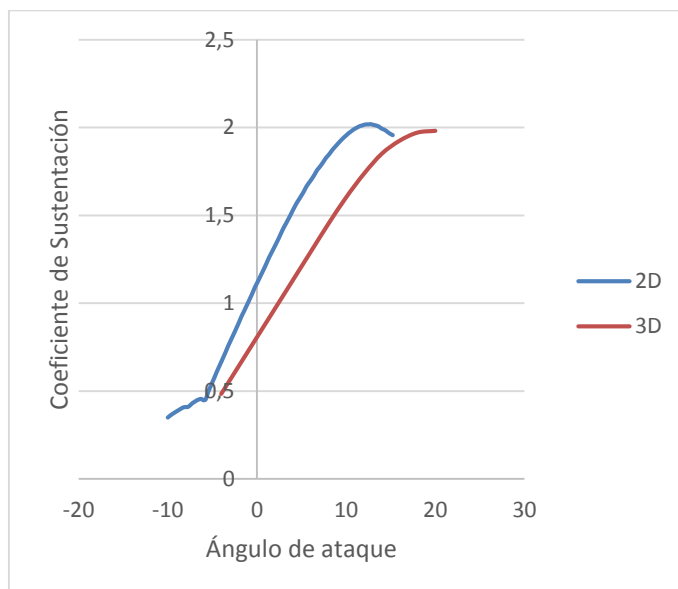
$$e = \frac{1}{1 + \delta}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Donde  $\delta$  es denominado como el factor de arrastre inducido, calculado por la ecuación 34 implementada en el código de la solución del método de “lifting line” obteniendo un valor de 0,026, esto únicamente para la configuración alar de la aeronave.

La gráfica 33, muestra la comparación entre las curvas genéricas para el perfil y para la configuración alar final.

Gráfica 33.  $C_L$  Vs  $\alpha$  (2D y 3D).



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

En la gráfica 33 es importante observar que el ángulo de ataque para sustentación nula  $\alpha_{L=0}$  es el mismo para el perfil y para el ala. Por eso con una reducción del coeficiente angular se percibe claramente la menor capacidad de generar sustentación del ala en relación al perfil, donde  $C_{L\text{ MAX}} < C_{l\text{ máx}}$ . Un beneficio del ala finita en relación al perfil está relacionado al ángulo de entrada en pérdida del ala que es mayor que el del perfil.

La región lineal de la curva  $C_L$  Vs  $\alpha$ , puede ser calculada multiplicando el coeficiente angular de la curva del ala con la diferencia entre el ángulo de ataque y el ángulo de ataque para sustentación nula.

Ecuación 64. Coeficiente de sustentación para cada ángulo.

$$C_L = a(\alpha - \alpha_{L=0})$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Los valores obtenidos de  $C_L$  por la ecuación 64 son los que serán utilizados para calcular como varia el arrastre inducido de la aeronave en función del ángulo de ataque.

#### 4.7.5.2 CONSTANTE DE ARRASTRE INDUCIDO.

La ecuación 61 nos muestra como el factor  $k$ , que representa la constante de arrastre inducido depende del Aspect Ratio (AR) y de un factor  $e_0$  (Factor de eficiencia de Oswald) que en este caso no es la misma eficiencia del ala, es la eficiencia de la aeronave completa.

El factor de eficiencia de Oswald o factor de interferencia como también es conocido varía entre 0,7 y 0,85, esto ocurre debido a los efectos de interferencia entre ala y fuselaje, como también debido a los efectos de la contribución del empenaje y otros componentes del avión. Para la aeronave SOPKA se utilizó la ecuación 12,49 del libro de Raymer para calcular el factor de interferencia que depende únicamente de AR.<sup>34</sup>

---

<sup>34</sup> Daniel P. Raymer, A conceptual Research Approach, Estados Unidos, AIAA, 1992, capítulo 12 pag. 298, Ecuación 12,49

Ecuación 65. Factor de interferencia.

$$e_0 = 1,78(1 - 0,045AR^{0,68}) - 0,64 = 0,7309$$

Fuente: Raymer, D. Aircraft Design: A conceptual approach.  
EUA. 1992, pag 299.

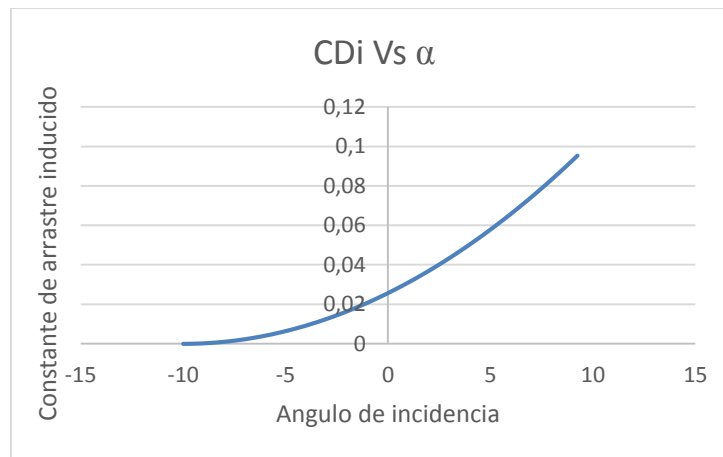
Así el valor de la constante de arrastre inducido es:

Ecuación 66. Constante de arrastre inducido.

$$k = \frac{1}{\pi e_0 AR} = 0,0395$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics:  
Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New  
York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Gráfica 34.  $C_{Di}$  Vs  $\alpha$ .



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

#### 4.7.6 CURVA DE POLAR DE ARRASTRE FINAL

La ecuación 67 representa la polar de arrastre de la aeronave, y en esta ecuación,  $C_D$  representa el coeficiente de arrastre total de la aeronave,  $C_{D0}$  el coeficiente de arrastre parásito y el termino  $kC_L^2$  representa el arrastre oriundo de la producción de sustentación de la aeronave.

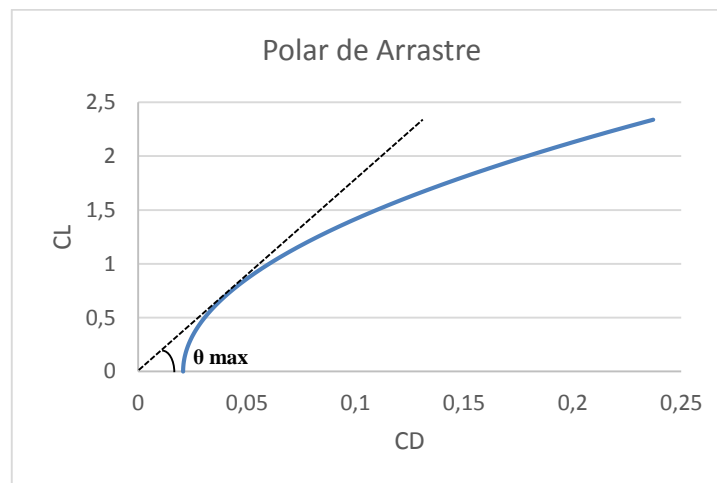
Ecuación 67. Polar de arrastre.

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 \rightarrow C_D = 0,0207 + 0,0395C_L^2$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Un gráfico genérico de la polar de arrastre de la aeronave SOPKA es presentado en la gráfica 35. La curva presentada asume esa forma genérica para cualquier aeronave en régimen de vuelo subsónico.

Gráfica 35. Polar de arrastre de la aeronave SOPKA.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

#### 4.8 VALIDACIÓN DE EFICIENCIA AERODINÁMICA.

Para toda polar de arrastre existe un punto en el cual la relación  $C_L$  y  $C_D$  asume su máximo valor, ese punto es denominado en la aerodinámica como punto de proyecto y es representado en la nomenclatura como  $(L/D)_{\max}$  o eficiencia aerodinámica  $E_{\max}$ . Es importante resaltar que ese punto representa en la aerodinámica de la aeronave un ángulo de ataque en el cual es posible mantener un vuelo de la aeronave con la máxima sustentación y la menor penalización de arrastre, liderando importantes características de desempeño de la aeronave SOPKA que serán discutidas en el capítulo 6.

Como forma de determinar el punto de proyecto de la aeronave SOPKA a partir de su polar de arrastre, la gráfica 35 muestra la localización de ese punto y las ecuaciones 69 y 70 permiten un subsidio matemático para la

determinación del coeficiente de sustentación de proyecto denominado  $CL^*$ , con el cual es posible obtener la máxima eficiencia aerodinámica de la aeronave.

Se puede observar en la gráfica 35 que el máximo valor de  $\theta$  y consecuentemente la máxima relación  $CL/CD$  ocurre a partir de la línea tangente a la curva polar de arrastre partiendo del origen del sistema de coordenadas, así, para cualquier otra posición del gráfico que no sea esa, la eficiencia aerodinámica será menor.

Con base en definiciones fundamentales de cálculo diferencial e integral, se pudo llegar a una ecuación que permite obtener el coeficiente de sustentación de proyecto, el correspondiente coeficiente de arrastre y la eficiencia máxima de la aeronave<sup>35</sup>. Así a partir del análisis de la gráfica 35 se obtiene:

Ecuación 68. Eficiencia máxima.

$$tg\theta_{max} = \frac{C_L^*}{C_D^*} = E_{max}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Para el coeficiente de sustentación y arrastre que maximizan la eficiencia aerodinámica de la aeronave puede ser escrito de la siguiente manera respectivamente:

Ecuación 69. Coeficiente de sustentación de proyecto.

$$C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}}$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics: Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

---

<sup>35</sup> ANDERSON, John D Jr. Introduction to flight, third edition, EUA., Chapter 5. Page 280

Ecuación 70. Coeficiente de arrastre de proyecto.

$$C_D^* = C_{D0} + k(C_L^*)^2$$

Fuente. ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of Aerodynamics:  
Introduction to numerical techniques for nonlinear supersonic flow. New  
York: Mo-Graw Hill, 2001. P. 37

Con los datos obtenidos en la sección 4.7 se obtiene el respectivo coeficiente de sustentación de proyecto igual a 0,729 y el coeficiente de arrastre de proyecto igual a 0,0414 y así, la eficiencia aerodinámica máxima teórica de la aeronave SOPKA es 17,46.



## 5 ANÁLISIS COMPUTACIONAL 3D.

Antes de conocer que software se utilizaron para el desarrollo de este proyecto es necesario saber que es el CFD.

El CFD es una rama que está ubicada dentro de la mecánica de fluidos que utiliza métodos numéricos y algoritmos para el análisis de problemas. Este permite la realización de cálculos concisos en el cual intercedan los fluidos dentro de cualquier sistema. Los resultados obtenidos son valores de las variables que definen el sistema como son la velocidad, temperatura, presión, fuerzas, etc. Brindando resultados muy cercanos a la realidad.

Dado al proceso iterativo desarrollado en el proyecto, para el análisis tridimensional del modelo se utilizaron programas computacionales más complejos (Ansys-CFX) que los utilizados en el análisis bidimensional, dado que contienen amplias características de modelado físico, para obtención de datos más exactos.

Esta sección tiene por objetivo principal validar los resultados teóricos obtenidos de la aeronave SOPKA dentro de un análisis computacional de flujo alrededor de cada una de las superficies de la aeronave, para esto fue retirado de la aeronave el motor, la hélice y el tren de aterrizaje, únicamente para evaluar las superficies aerodinámicas que la conforman. Esta sección está dividida en: Dominio computacional, Creación de mallas, análisis computacional de la superficie alar y análisis computacional de la aeronave completa.

En este punto, es interesante describir los procedimientos realizados en el software CFD utilizado, pues los mismos son directamente conectados a lo que se espera de los resultados y de cómo él puede o no ser representativo en determinada simulación.

El software escogido para las simulaciones CFD fue el ANSYS-CFX, muy utilizado en la industria aeronáutica y versátil en sus herramientas. Este software fue escogido no solo por las motivaciones arriba propuestas, también por el factor de ser el mismo software utilizado en la disciplina de Aerodinámica Computacional del curso de Ingeniería Aeronáutica realizado en el periodo de intercambio en la Universidad de São Paulo – Escuela de Engenharia de São Carlos.

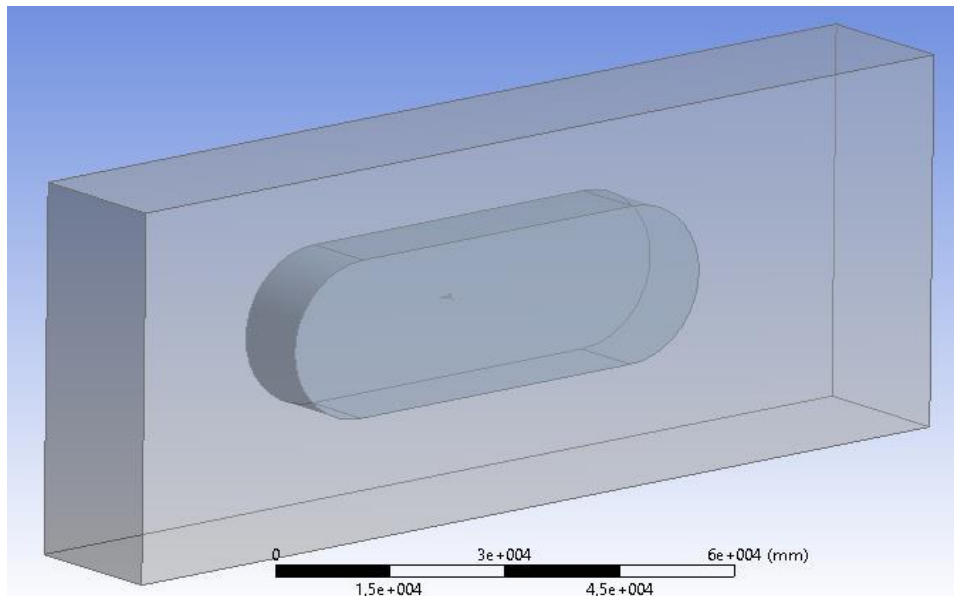
## 5.1 DOMINIO COMPUTACIONAL.

Las geometrías de la aeronave fueron realizadas en SOLIDWORKS, pues este software de CAD posee todos los detalles de interés en el contexto aerodinámico. El paso siguiente fue la realización de un Pre-Procesamiento en el módulo Workbench. En el análisis fue escogido el módulo CFX. Ambos hacen parte del Software ANSYS 14.5.

En seguida, la geometría es tratada en CATIA para que no exista ningún punto de abertura del sólido que representa la aeronave, dado que los mayores problemas de generación de malla envuelven básicamente aberturas en la geometría que causaran inconsistencias en la resolución del método numérico. Este tipo de problema es típico de regiones de encuentro de tres o más curvas del diseño original.

El dominio computacional posee una geometría rectangular de 54 metros de alto, 134 metros de largo y 25 metros de ancho. Los diseños tratados en CATIA fueron exportados en separado para ANSYS-Workbench. Las dimensiones para el dominio fueron propuestas para obtener un factor de bloqueo bajo, con el objetivo de que el fluido no sea restringido. Dentro del dominio fue elaborado un subdominio con geometría en forma de ovalo, con el objetivo de obtener un mayor refinamiento de la malla y así una mayor precisión en los resultados. El dominio computacional usado en el presente trabajo puede ser visto en la siguiente figura:

Figura 44. Dominio computacional con el UAV SOPKA limpio.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Todas las simulaciones hechas en este trabajo fueron realizadas con los parámetros de atmosfera ISA (International Standard Atmosphere), al nivel del mar, fue realizado una variación del ángulo de ataque de  $\alpha=0^\circ$  hasta  $\alpha=20^\circ$ . Con un numero de Reynolds de  $Re = 500000$ .

Existen diferentes modelos de turbulencia en el software CFX que fueron propuestos para diferentes aplicaciones y son usados dependiendo las condiciones de estudio, por ejemplo el modelo k- $\epsilon$  es el más simple de los modelos completos de turbulencia, este modelo se convirtió en un modelo muy utilizado en los cálculos de fluidos en ingeniería. La robustez, economía y razonable grado de exactitud en los resultados explican su popularidad en la industria. Existe también el modelo k- $\omega$  que está basado en la fórmula de Wilcox<sup>36</sup>, la cual incorpora modificaciones para números de Reynolds bajos, compresibilidad y transmisión del corte de flujo (Shear Flow) a través del fluido y existe el modelo de turbulencia que fue propuesto por Menter (1994) que es una combinación de los modelos de turbulencia presentados anteriormente llamado Shear Stress Transport (SST) denominado así por la definición de viscosidad turbulenta, este aspecto le da la ventada al modelo SST sobre los modelos k- $\epsilon$  y k- $\omega$ .

Entonces, el modelo de turbulencia utilizado fue el SST (Shear Stress Transport) ya que es una combinación del modelo k- $\epsilon$  en la corriente libre y del modelo k- $\omega$  cerca de las paredes, además no utiliza funciones de pared y tiende a ser más preciso en la resolución de la corriente cerca de la pared como es remendado por ANSYS, este es un modelo de tipo RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes).

## 5.2 CREACIÓN DE MALLA COMPUTACIONAL.

El dominio que se desea simular puede ser discretizado con una malla estructurada o no estructurada. Una malla estructurada se caracteriza por tener todas las líneas de las celdas orientadas en forma regular en dos o tres direcciones. Este tipo de mallas se generan de dos formas: Los métodos algebraicos que consisten en utilizar los valores especificados en las fronteras de la geometría para interpolar funciones en las curvas y generar el interior de un dominio; esto se realiza mediante interpolaciones unidireccionales por medio de polinomios de Lagrange y polinomios de Hermes para posteriormente realizar interpolaciones multidireccionales que

---

<sup>36</sup> WILCOX D.C. Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, Inc., La Canada, California, 1998.

emplean el método de domino de vértices y el método de interpolación transfinita<sup>37</sup>.

Las mallas no estructuradas no tienen una orientación específica en las líneas de las celdas, esto es mucho más simple pero conlleva un costo computacional mayor; este tipo de malla se emplea más en geometrías irregulares y complejas en las que una malla estructurada es muy difícil de implementar. En este caso una transformación del dominio físico no es necesaria; elementos finitos y volúmenes finitos pueden utilizar esta malla debido a que sus ecuaciones pueden ser realizadas directamente en un dominio no estructurado<sup>38</sup>.

En el análisis CFD el dominio computacional es discretizado tanto en el espacio como en el tiempo, a través del número de elementos y nodos, donde las ecuaciones apropiadas serán resueltas.

Teniendo en cuenta la teoría presentada sobre la diferencia entre malla estructurada y malla no estructurada el primer paso fue enmallar el dominio rectangular con una malla medianamente refinada de tipo no estructurado y posteriormente enmallar el subdominio en forma de ovalo con una malla no estructurada con un mayor refinamiento, obteniendo una malla con una combinación de tetraedros con prismas triangulares.

Posteriormente se realizó la malla del ala de la aeronave con la técnica de mapeo, este método consiste en generar mallas estructuradas con ecuaciones diferenciales parciales. La ventaja de este método es que genera mallas de mejor calidad en términos de transición entre discontinuidades además de tener la capacidad de mantener la ortogonalidad en estos puntos, su desventaja es que debido a su complejidad contribuye a tiempos computacionales altos.

Realizar la malla estructurada en el ala fue fácil debido a que su geometría no es tan compleja, también se intentó implementar esta malla en el fuselaje y empenaje de la aeronave pero los resultados no fueron los esperados debido a su geometría irregular.

En la siguiente tabla son descritos los parámetros utilizados para la generación de la malla computacional. Para lograr una mejor precisión en los resultados, sin comprometer el tiempo de cada una de las simulaciones, fue realizado un análisis de independencia de malla, que consiste en hacer una serie de simulaciones para determinar el número de nodos y elementos

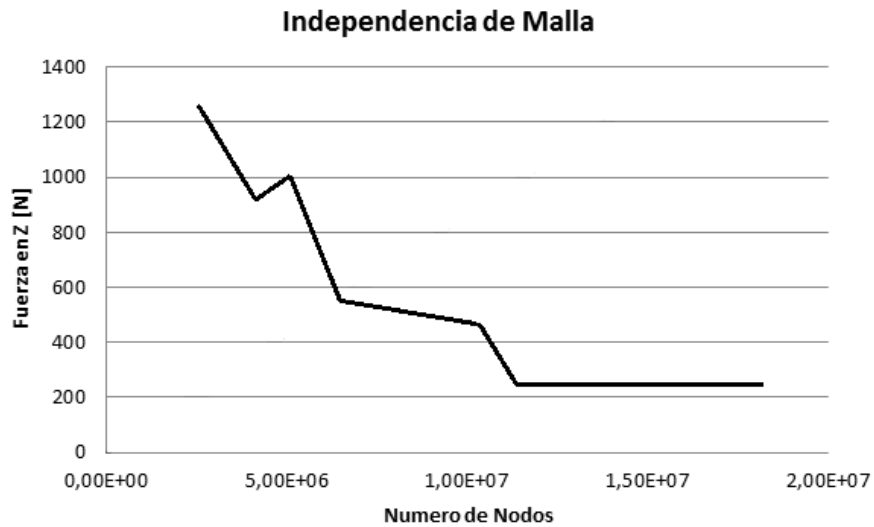
---

<sup>37</sup> T.J Chung, Computational Fluid Dynamics, Cambridge University Press, p.543

<sup>38</sup> T.J Chung, Computational Fluid Dynamics, Cambridge University Press, p.591

ciertos de tal manera que no afecten los resultados obtenidos al final de cada simulación. Para el análisis de independencia de malla se escogió como criterio de convergencia de 0.0001 N. Obteniendo como resultado para la configuración SOPKA limpia, en torno de 1.95 millones de nodos.

Gráfica 36. Independencia de Malla.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Tabla 26. Propiedades de Malla.

<b>CONFIGURACIÓN PATRÓN</b>	
Aplicación Preferida	CFD
Solucionador Preferido	CFX
<b>DIMENSIONAMIENTO</b>	
Función de dimensionamiento avanzado	On: Curvatura
Centro de relevancia	Medio
Tamaño inicial del elemento	Montagem Activo
Suavización	Media
Transición	Lenta
Refinamiento central del angulo	45 grauss
Tamaño mínimo	$1e^{-3}$ m
Tamaño máximo de superficie	0,385090 m
Tamaño Max	0,677880 m
Taza de crecimiento	1,20
<b>ESTADÍSTICAS</b>	
Nodos	1945068
Elementos	11076822

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

La malla sobre las superficies es uno de los aspectos más importantes en el enmallado del dominio tridimensional, en el presente trabajo, la malla es hecha para la aeronave completa y para el ala de la aeronave, siendo una malla no estructurada para el dominio y para el fuselaje y empenaje con elementos tetraédricos y una malla estructurada para la superficie alar con un mayor refinamiento en el borde de fuga.

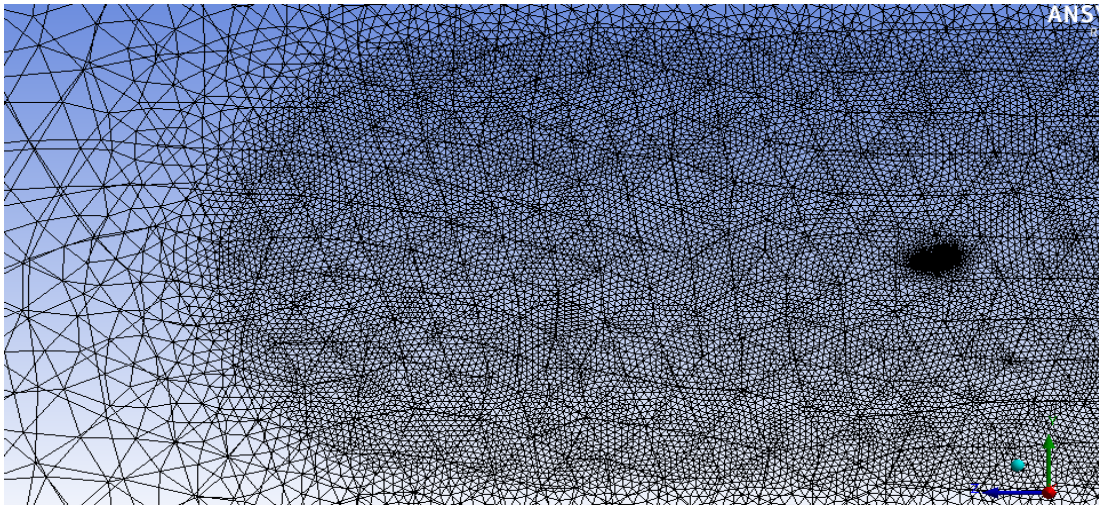
En la tabla 27 son presentados los diferentes valores obtenidos para cada una de las superficies de la aeronave que fueron simuladas. Para cada una de las superficies son obtenidos diferentes números de elementos y nodos.

Tabla 27. Número de elementos y nodos para cada configuración.

Superficie	Numero de Elementos	Numero de Nodos
Ala	8287173	1565467
SOPKA	11076822	1945068

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

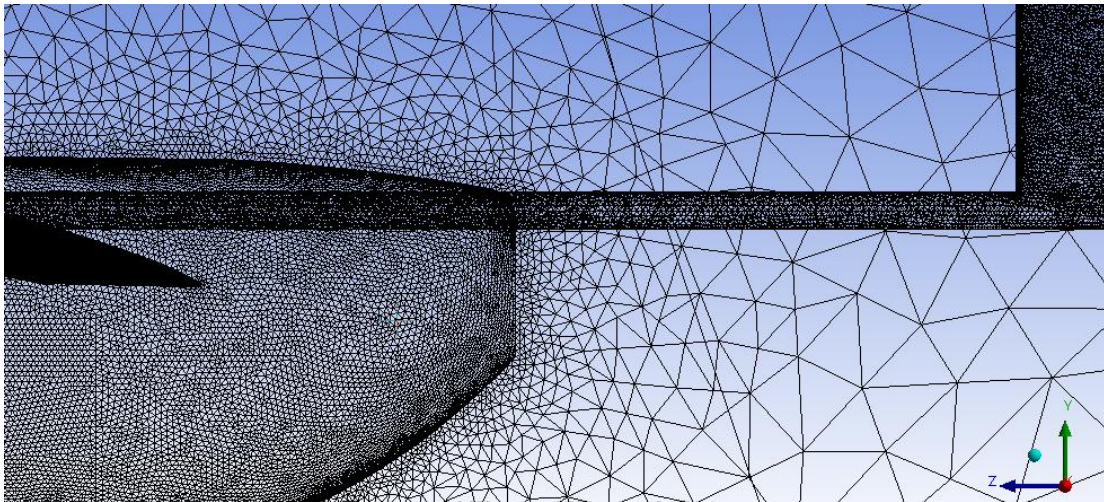
Figura 45. Dominio Computacional con malla no estructurada.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores

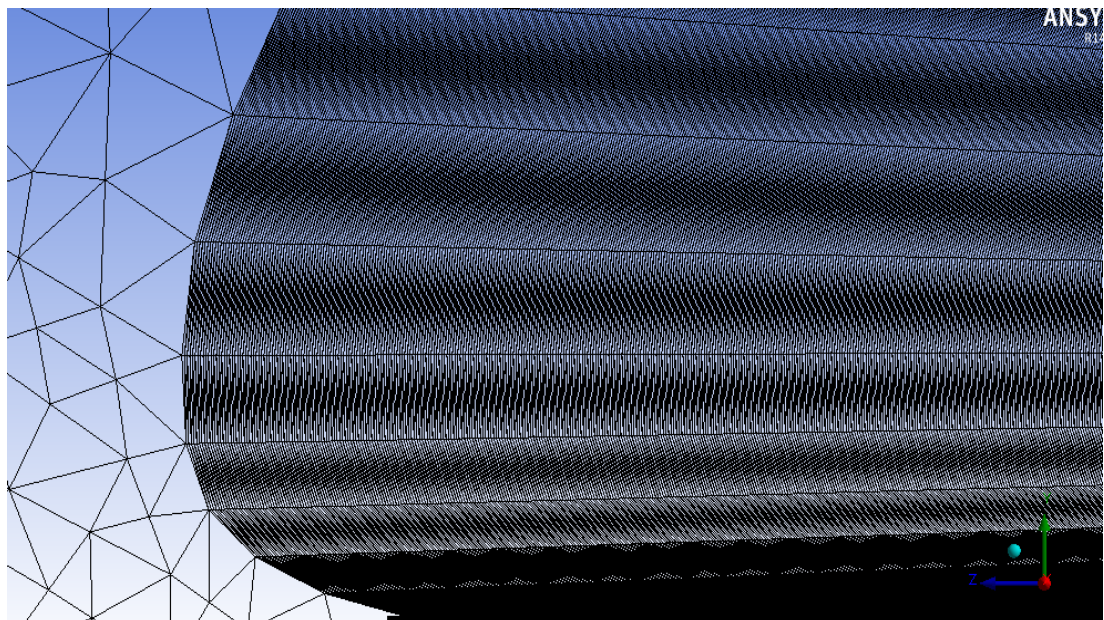


Figura 46. Aeronave SOPKA con malla no estructurada.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Figura 47. Malla estructurada en el borde de ataque.



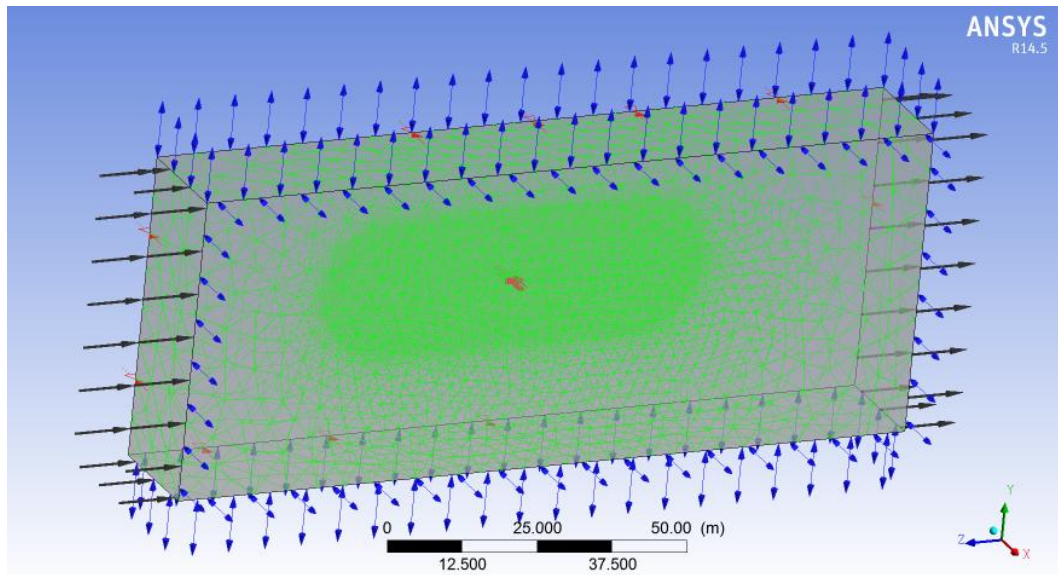
Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Para el desarrollo del estudio fue usado un análisis en régimen permanente, fue monitoreado el criterio de convergencia de las fuerzas que actúan sobre cada una de las superficies, este monitoreo fue hecho a lo largo de las simulaciones en CFX-SOLVER MANAGE. Para el análisis fue establecida una velocidad de 24 m/s, que fue la velocidad ideal de operación para la misión de la aeronave.



Para las condiciones de frontera en el dominio computacional en las superficies superior e inferior fue impuesta la condición de *Opening*, para la entrada fue impuesta la condición de inlet con componentes de velocidad cartesianas, en la salida, fue aplicada la condición de Pressure Boundary, incluyendo la opción de Average Static Pressure, la cual permite variaciones locales de la presión. Las propiedades del dominio y del comportamiento del fluido son mostradas en la figura 48.

Figura 48. Condiciones de frontera para el dominio del UAV SOPKA.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

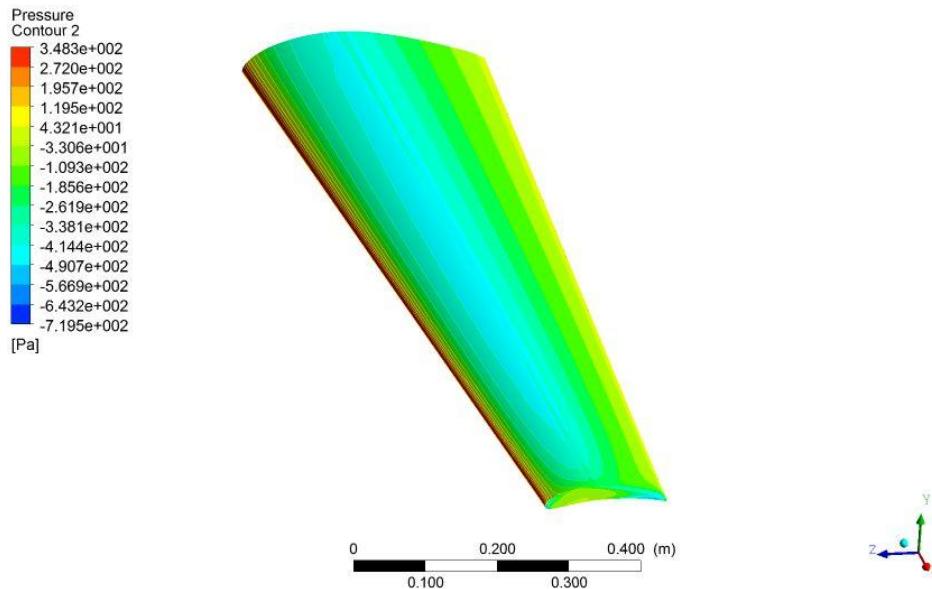
En la figura 48 se presenta las condiciones de frontera para el dominio computacional con el modelo limpio de la aeronave SOPKA en fluido estable. Para el análisis fueron usadas 500 iteraciones ya que el modelo de turbulencia al ser una combinación de dos modelos necesita de tiempo para que las fuerzas lleguen al punto de convergencia, además de que el número de nodos es alto y se tienen mallas estructuradas y no estructuradas en el modelo simulado. Fue usado el tipo de residual máximo, el cual es mejor que el Root Mean Square. El nivel de residuo normalizado fue de  $1e-5$ , igual que el número máximo de iteraciones sea de 500.

Las simulaciones fueron hechas a penas con la mitad de la configuración de la aeronave, debido a que los resultados obtenidos en una mitad, van a ser los mismos que la otra mitad, además de que el tiempo de cada simulación es menor.

### 5.3 ANALISIS CFD DEL ALA.

Las metodologías utilizadas para análisis aerodinámico de perfiles alares y superficies alares son muy reconocidas y validadas en el contexto aeronáutico, como el software XFLR5 que por el método de “lifting line” o el método de paneles se llega a resultados muy próximos a los esperados, que pueden ser validados y hasta optimizados en la solución computacional que hace una aproximación de la solución de las ecuaciones de Navier Stokes. Se hizo un análisis bien refinado para el ala de puntos de convergencia de malla, convergencia de métodos numéricos, selección de condiciones de contorno, entre otros.

Figura 49. Distribución de presión en el ala a 0,5 grados de incidencia.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores

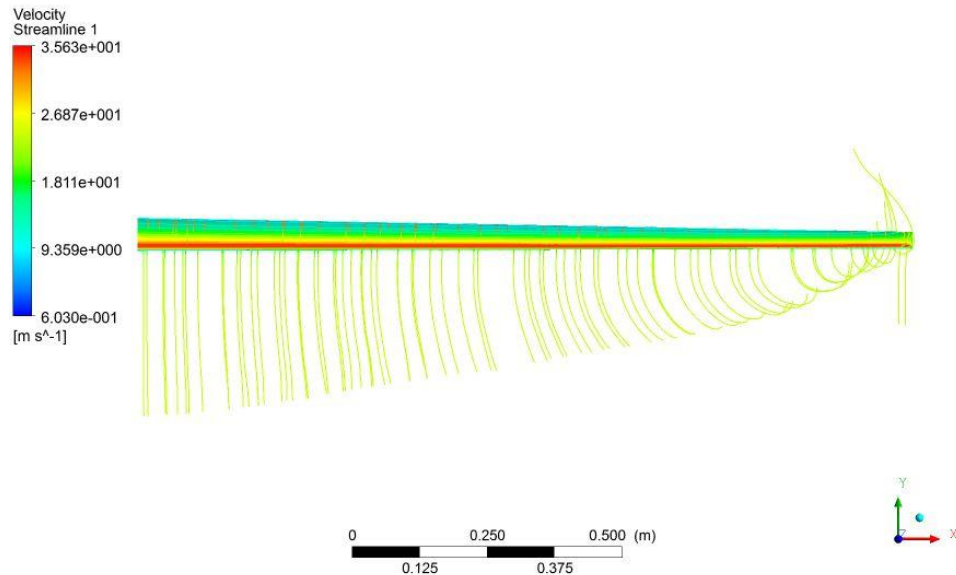
La simulación del ala fue hecha para un ángulo de incidencia de 0,5 grados que es el ángulo de incidencia y aplicación de la aeronave, los resultados obtenidos de los valores de sustentación y arrastre son mostrados a continuación:

$L = 244,15 \text{ N.}$

$D = 11,45 \text{ N.}$

Entre tanto un uso que ayuda mucho los análisis de tipo computacional para el estudio de la superficie alar, fue analizar comportamientos cualitativos de flujo, como por ejemplo posición de inicio de separación de flujo en la punta del ala.

Figura 50. Fenomeno de vórtice de punta de ala.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Se observa en la figura 50 el vórtice de punta de ala, que existe por consecuencia de la amplitud de la sustentación generada por el ala.

A continuación se presenta las curvas aerodinámicas obtenidas en las simulaciones hechas para la velocidad de operación de la aeronave. Las fuerzas que resultan del análisis computacional son en este caso las fuerzas normal y tangencial que actúan en la superficie alar, para las curvas aerodinámicas fue necesario calcular la sustentación y el arrastre en función de las fuerzas normal y tangencial y del ángulo de incidencia. Para ello se utilizaron las siguientes ecuaciones:

Ecuación 71. Fuerza de sustentación.

$$L = N(\cos(\alpha)) - A(\sin(\alpha))$$

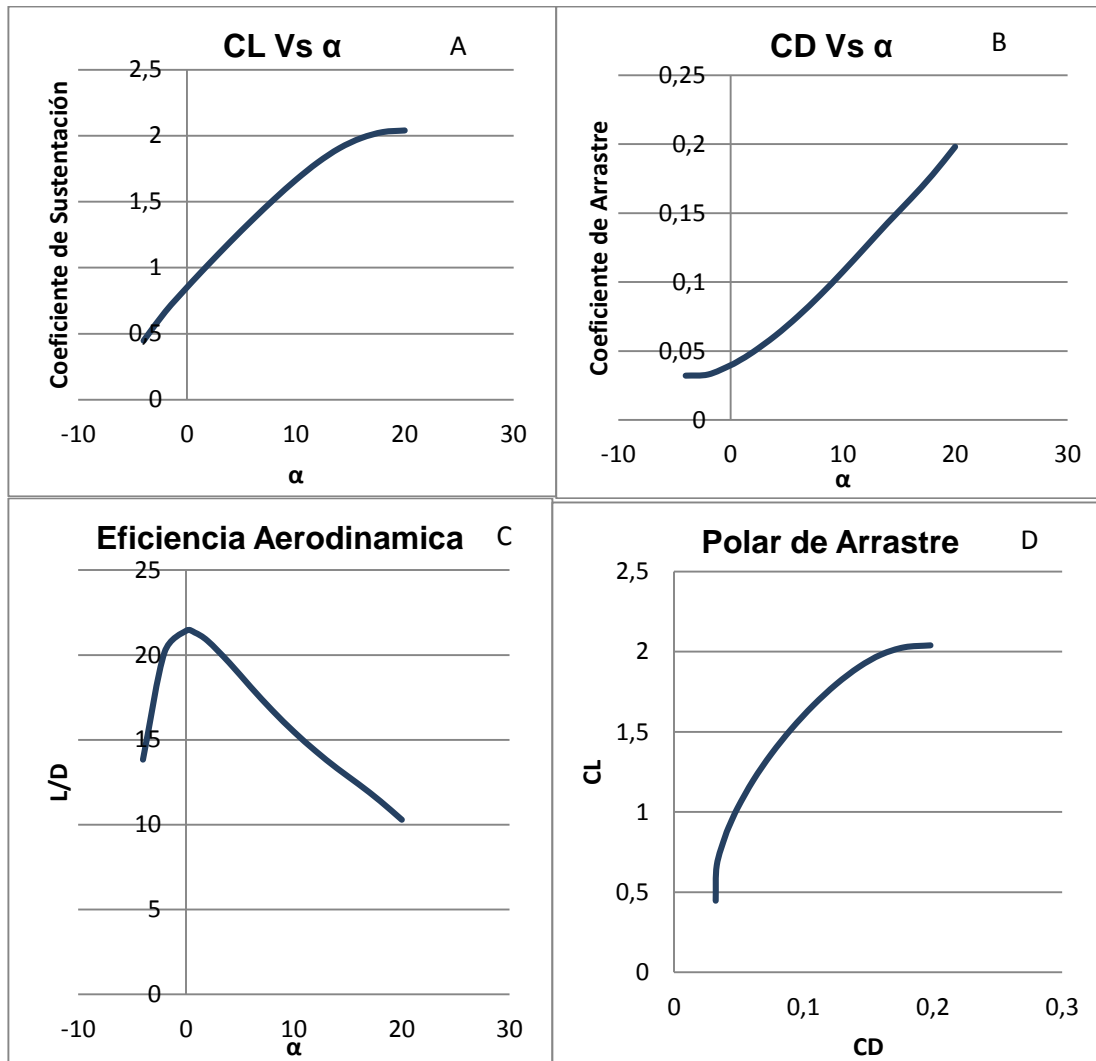
Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA 1992, Pág 259.

Ecuación 72. Fuerza de arrastre.

$$D = N(\sin(\alpha)) + A(\cos(\alpha))$$

Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA 1992, Pág 259.

Gráfica 37. Curvas aerodinámicas del ala en CFD.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Se observa en la gráfica 37 C que la eficiencia aerodinámica en este caso se encuentra a 0,5 grados de incidencia y en la gráfica 37 A, el ángulo en que entra en pérdida el ala es 20 grados generando un coeficiente de sustentación máximo de 2,03.

#### 5.4 ANALISIS CFD DE LA AERONAVE SOPKA.

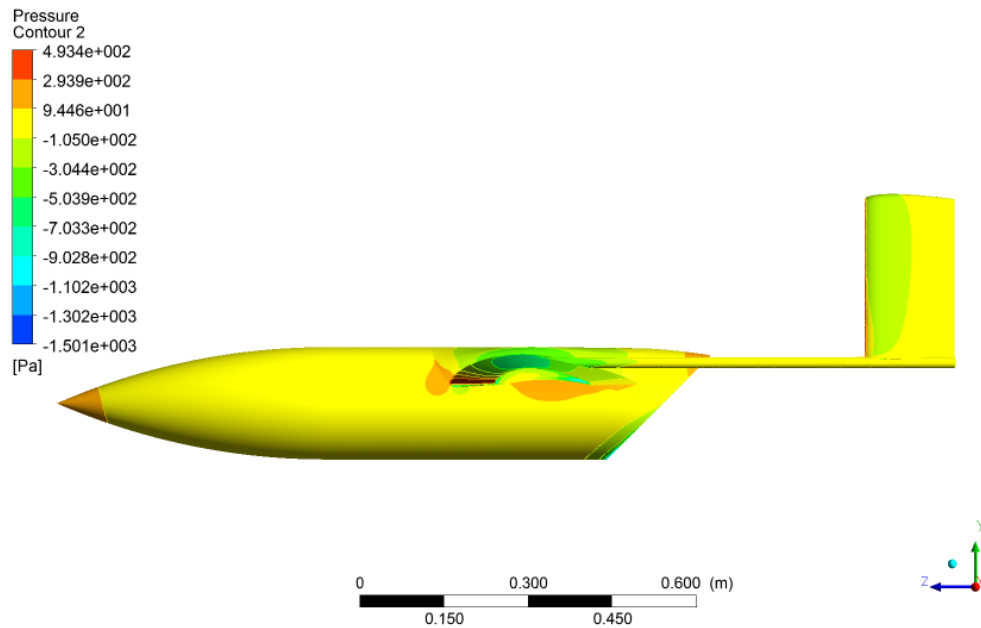
El análisis computacional de la aeronave SOPKA fue sin duda una grande colaboración del CFD para el proyecto, no solo por los coeficientes generados y por el análisis elaborado de los resultados, sino por los análisis cualitativos que en el avión completo se puede analizar, como los fenómenos aerodinámicos que se podrían visualizar únicamente en ensayos en túneles

de viento como la interacción de flujo entre las superficies aerodinámicas, características de separación, entre otros.

Una de las principales característica que fueron estudiadas fue la influencia del fuselaje en el arrastre de la aeronave.

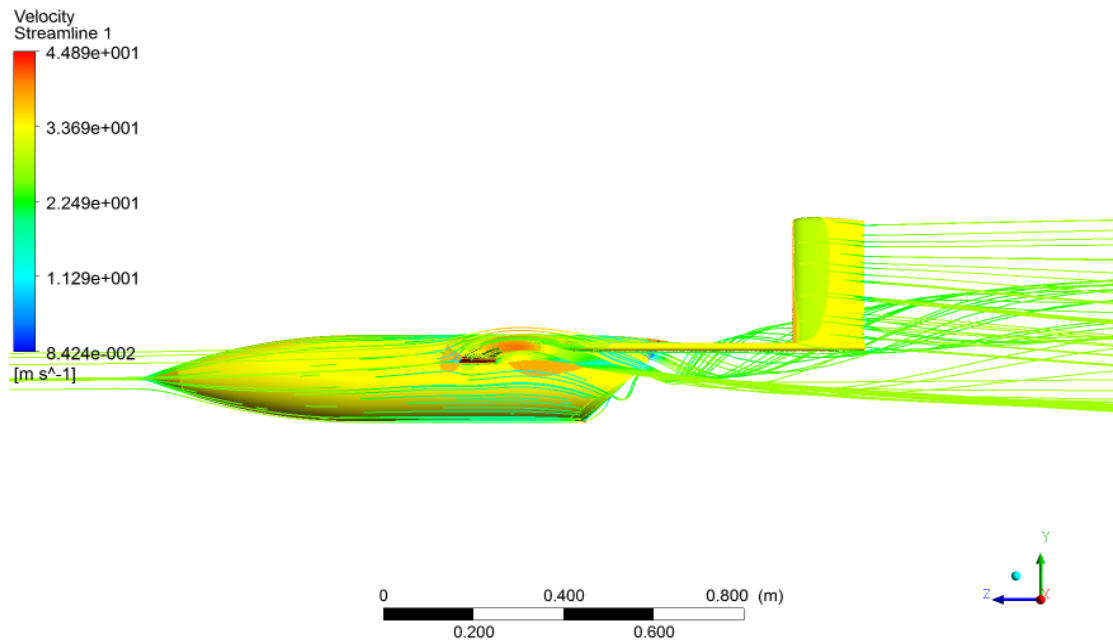
Para este caso, se hizo la simulación de una primera configuración de la aeronave SOPKA.

Figura 51. Contorno de Presión en la primera configuración.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

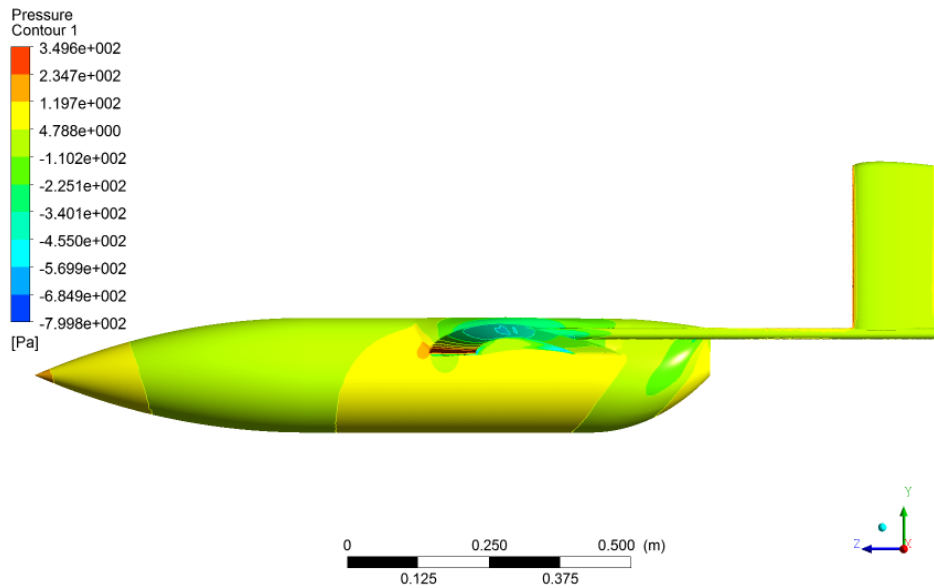
Figura 52. Vórtices generados por la configuración del fuselaje 1.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Después de hacer el análisis computacional y de conferir los resultados de arrastre del fuselaje, se tomó como decisión cambiar la configuración del fuselaje, de tal manera que no genere tantos vórtices al final de él, ya que esos vórtices afectaban directamente el empenaje de la aeronave y hacían que disminuya la sustentación y que aumente el arrastre considerablemente.

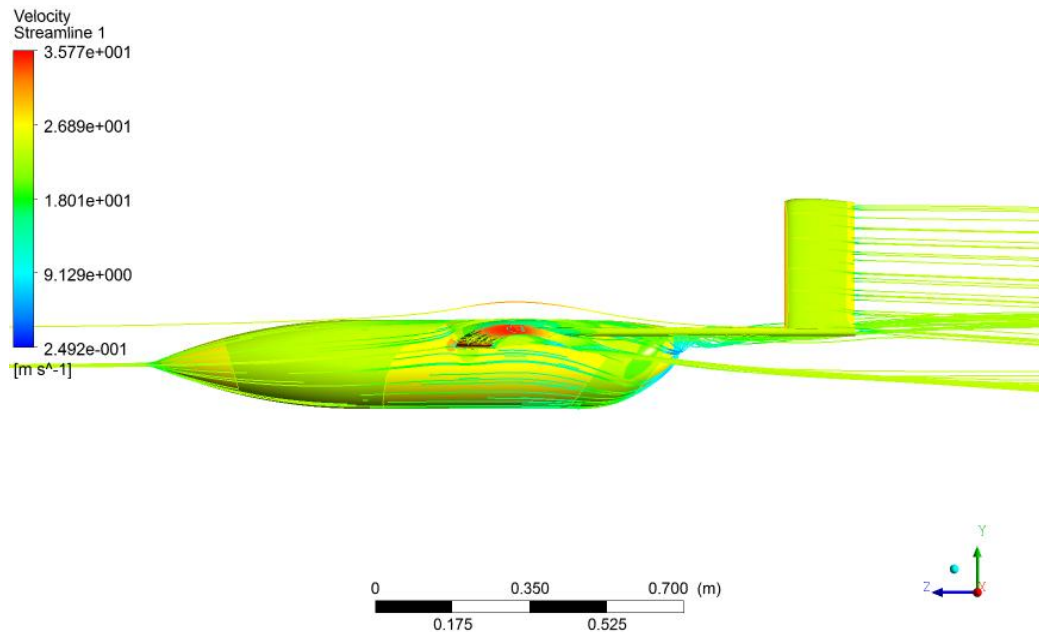
Figura 53. Contorno de Presión en la segunda configuración.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Se puede observar como el contorno de presión en la segunda configuración de la aeronave es distribuido uniformemente en la parte final del fuselaje.

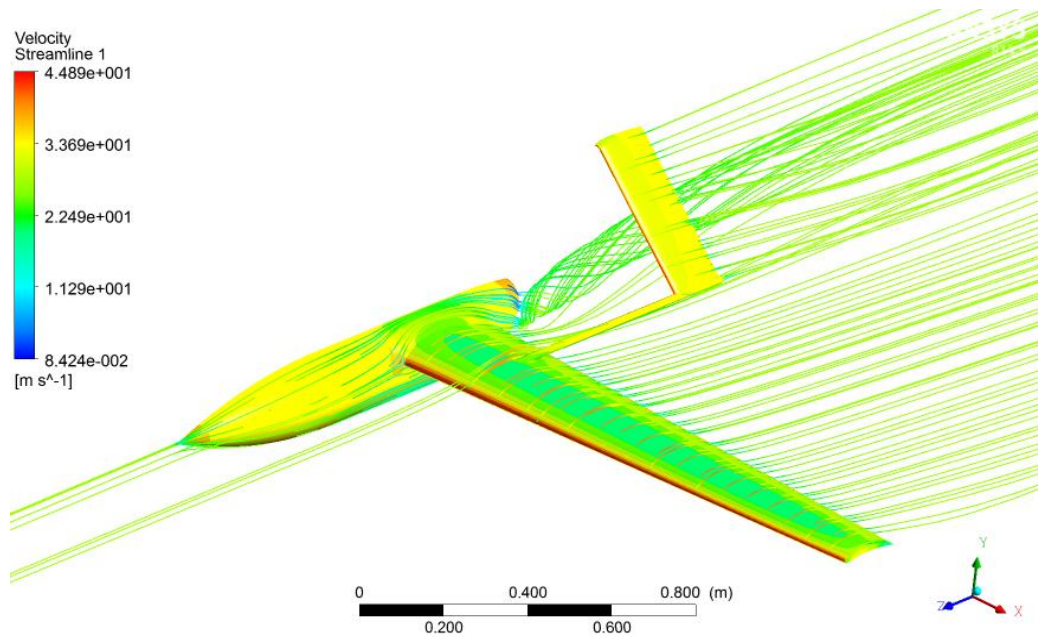
Figura 54. Vórtices generados por la configuración del fuselaje 2.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Se observa en esta grafica como el vórtice al final del fuselaje disminuye considerablemente, además que el downwash del ala no afecta el empenaje de la aeronave. En la primera configuración de la aeronave se observó mucha separación de flujo debido a la geometría de la aeronave, aumentando el arrastre y generando una sustentación donde no eran completados los objetivos del proyecto.

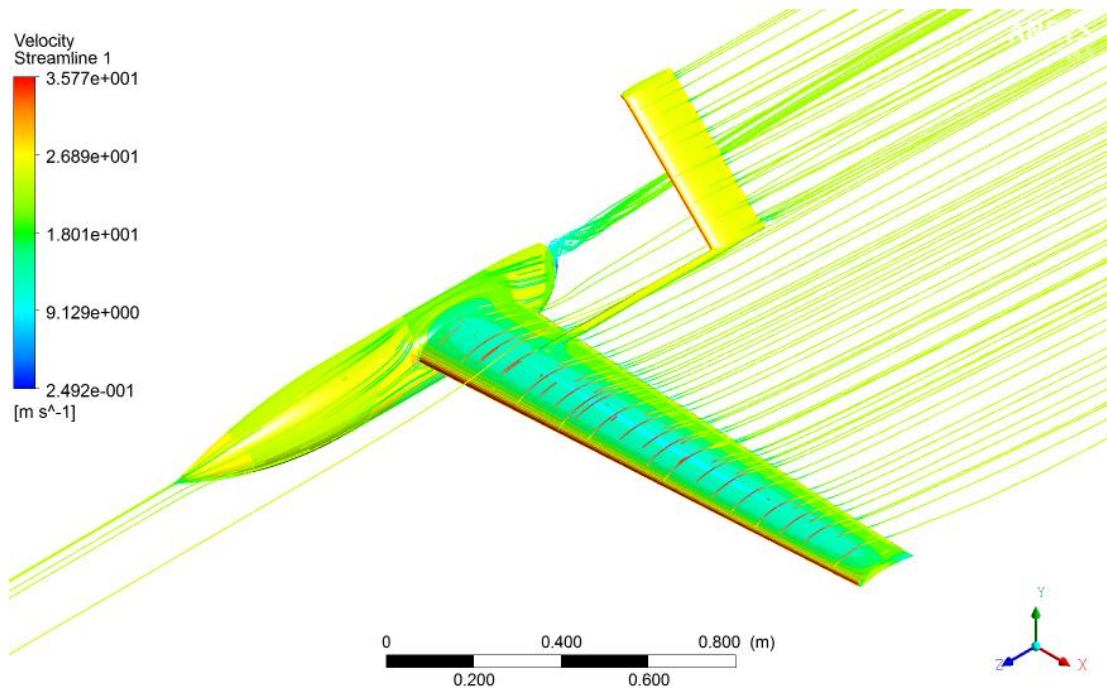
Figura 55. Líneas de corriente para cero grados – 1ra configuración.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.



Figura 56. Líneas de corriente para cero grados – 2da configuración.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Los valores de sustentación y arrastre de las dos configuraciones de la aeronave mostradas anteriormente se ven a continuación. Estos cálculos fueron hechos a partir de la velocidad de aplicación.

Tabla 28. Diferentes valores de fuerzas.

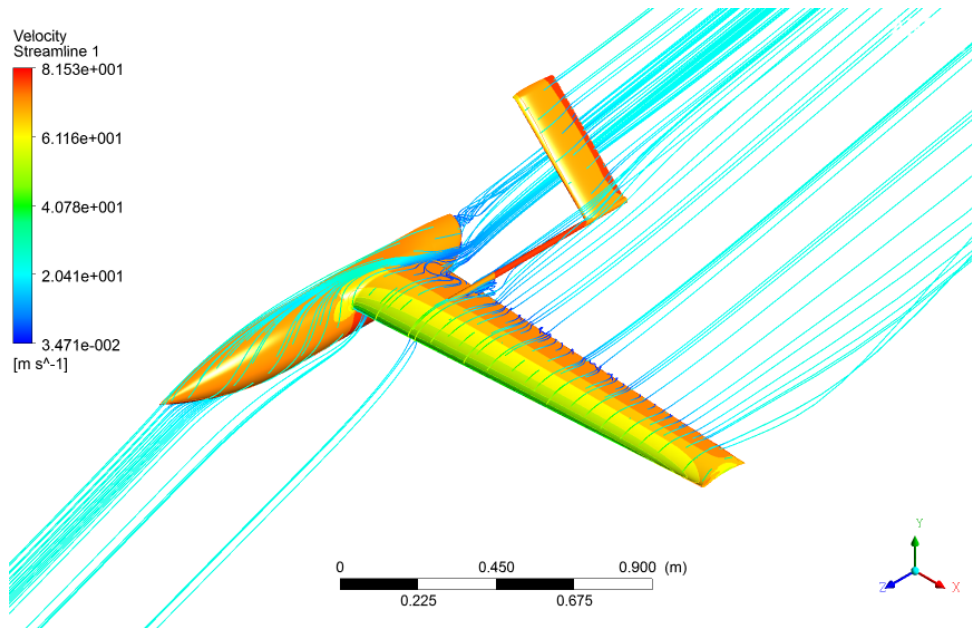
Fuerza	Configuración 1	Configuración 2
Lift	219,9 N	239,06 N
Drag	25,48 N	13,49 N

Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Se observa como el valor de arrastre disminuye casi en un 50 % y que la sustentación para la configuración 2 es mayor.

Fueron hechas simulaciones de la segunda configuración, que fue adoptada como la final, para varios ángulos de ataque desde  $-4^\circ$  hasta  $20^\circ$ .

Figura 57. SOPKA a 20° de ataque.

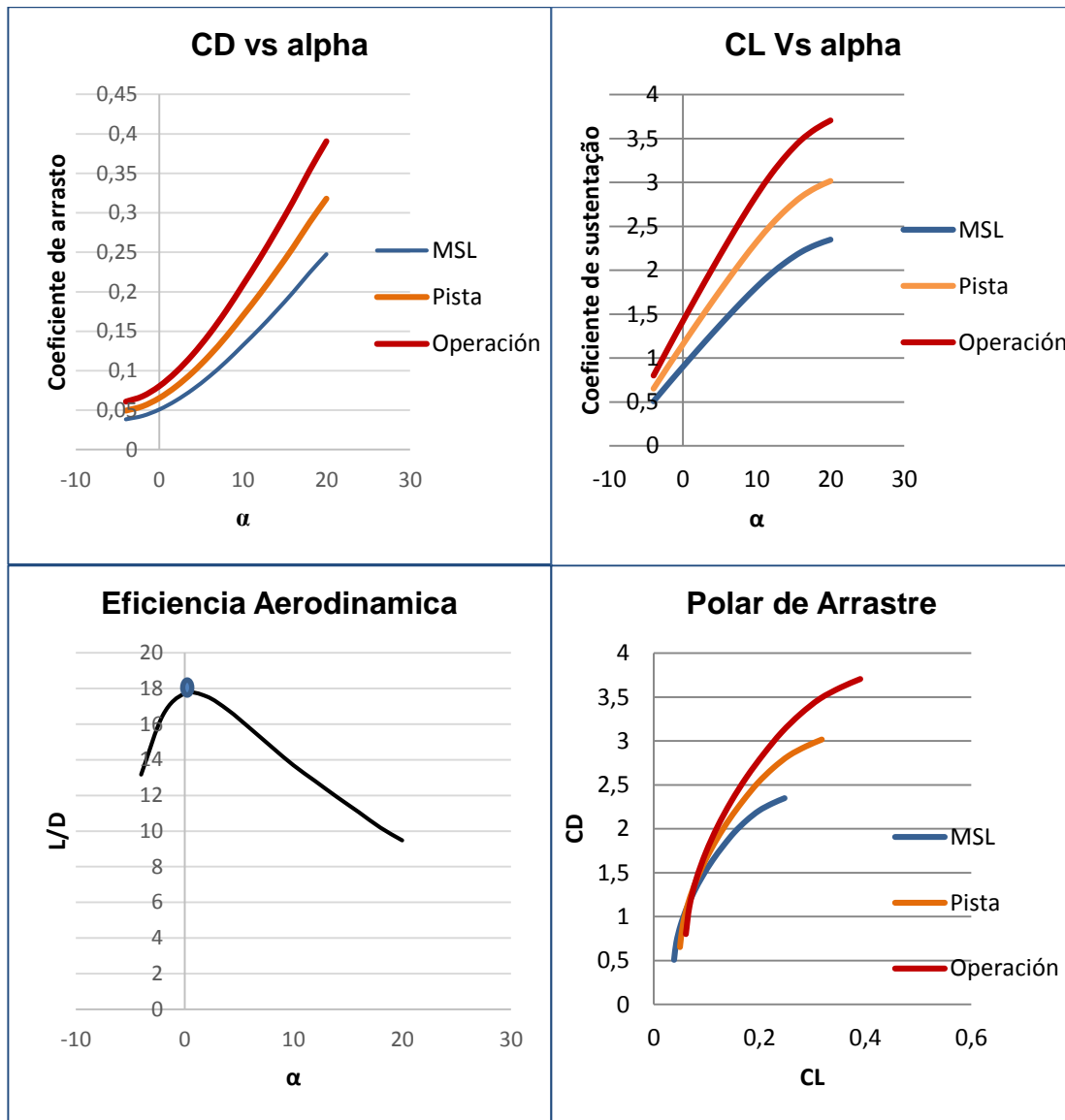


Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Se observa en la figura que para 20 grados se presenta separación de fluido exactamente en la unión entre ala y fuselaje, esto significa que la separación ocurre primero en lugares distantes de los alerones evitando efectos de pérdida en la punta del ala, permitiendo a la aeronave hacer maniobras de recuperación en caso de entrada en pérdida.

Se realizó el mismo proceso en la aeronave para determinar las curvas aerodinámicas, esta vez analizando estas curvas a diferentes altitudes, a nivel del mar, a la altitud donde estará ubicada la pista y a la altitud de operación de la aeronave.

Gráfica 38. Curvas aerodinámicas del UAV SOPKA en CFD.



Fuente: ANSYS-CFX, São Carlos, Brasil: 2014; Autores

En la gráfica 38 se observa como el coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre aumentan a medida que disminuye la densidad debida a la altitud. El punto de máxima eficiencia aerodinámica se encuentra a 0,5 grados de incidencia con una relación  $L/D = 17,7$ .

## 6 DESEMPEÑO.

Las fuerzas que actúan en la aeronave, sustentación, arrastre, peso y empuje, determinan las características de vuelo pudiendo ser este acelerado o no, en condiciones de ascenso, planeo nivelado y planeo con curva.

La mayoría de los parámetros de desempeño pueden ser determinados por el arrastre o potencia requerida en vuelo nivelado para una velocidad uniforme.<sup>39</sup>

### 6.1 MOTOR.

En esta etapa fueron investigados varios tipos de motores, con el objetivo de atender los requisitos de desempeño, teniendo una relación T/W igual a 0,25 y peso máximo de despegue de 153,45 N.

El grupo moto-propulsor de esta aeronave está compuesto por el conjunto formado por el motor y la hélice, a continuación se presenta 2 tipos de motor para aeronaves de pequeño porte, que son usados en las aeronaves que fueron patrón para este proyecto, son motores de bajo consumo e inyección electrónica.

Los modelos de motor estudiados fueron 3W 28i CS y Aerovate 26cc.<sup>40</sup> Para obtener el mejor desempeño del motor que fue escogido, fue muy importante escoger la hélice ideal para la misión que va a ser realizada porque así es posible tener el mayor aprovechamiento de la potencia que proporciona el motor una vez que la hélice no posee una eficiencia de un 100%.

En esta sección se presentan las características técnicas de cada uno de los dos motores.

El motor 3W 28i CS proporciona como ventajas operacionales una grande confiabilidad de operación, alta durabilidad y excelentes cualidades de desempeño en el campo de rotación deseado (1500rpm y 8500rpm), es un motor relativamente liviano con una masa de 1,2 Kg; El motor Aerovate 26cc es un motor diseñado principalmente para aeronaves de gran escala que sean de tipo RC, su campo de rotación está entre 1500 y 8000 rpm su masa es de aproximadamente 1,3 Kg.<sup>41</sup>

---

<sup>39</sup> PERKINS, C. D.; HAGE, R. E. Airplane performance Stability and Control. John Wiley & Sons, 1949.

<sup>40</sup> Operation Manual Aerovate 26 cc Engine. RC Aeroproducts.

<sup>41</sup> 3W ModellMotoren GmbH – Operation Manual.

En la figura 58 se observa una fotografía ilustrativa de cada uno de los motores investigados.

Figura 58. Motores investigados. (A) 3W-28i CS ; (B) Aerovate 26cc.



A



B

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; RC. UNIVERSE.

Las principales informaciones técnicas de cada uno de los motores son mostrados en las tablas 29 y 30 presentadas a continuación.

Tabla 29. Características técnicas del motor 3W-28i CS.

Característica	Valores Prácticos
Cilindro	28 cc
Curso del pistón	36 mm
Rotación	$1500 \leq n \leq 8500$ rpm
Potencia en el eje	2,5hp a 7100 rpm
Masa	1,2 Kg

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; RC. UNIVERSE

Tabla 30. Características técnicas del motor Aerovate 26cc.

Característica	Valores Prácticos
Cilindro	26 cc
Curso del pistón	34 mm
Rotación	$1500 \leq n \leq 8000$ rpm
Potencia en el eje	2,6hp a 7200 rpm
Masa	1,3 Kg

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; RC. UNIVERSE

La configuración utilizada para el motor fue tipo pusher, esto quiere decir que posee la hélice montada en la parte de atrás del motor y de la estructura del fuselaje. En esta configuración la hélice es montada de forma de crear una tracción que empuja la aeronave a través del aire. Generalmente este tipo de montaje es utilizado en aeronaves anfibas o UAV's de pequeño porte. Como principal ventaja de esta configuración es que permite la existencia de un flujo limpio y laminar sobre el ala y el fuselaje de la aeronave, ya que el motor está ubicado en la parte de atrás del fuselaje.

## 6.2 HÉLICE.

Escoger la hélice más adecuada depende de las características de la aeronave en proyecto, pues la mejor hélice es aquella que es más eficiente para los requisitos de la misión. En esta sección son presentadas las hélices que fueron producto de investigación, citando las hélices TOBER 16x6", MASTER 16x8" y TP 15x8", siendo todas estas con doble pala, las dimensiones presentadas son en escala comercial, son mostradas a continuación.

Figura 59. Hélices estudiadas de buen desempeño.

	TOBER 16x6"
	MASTER 16x8"
	TP 15x8"

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; RC. UNIVERSE

Las hélices presentadas anteriormente poseen paso fijo y generalmente la eficiencia máxima de ellas está en orden de 70% y por tanto gran parte de la potencia disponible en el eje del motor es disipada.

Un punto de gran importancia para escoger la hélice final fue la determinación de la tracción estática producida por la hélice con la aeronave detenida ( $V=0$  m/s), ya que a partir de esta condición es posible saber entre las hélices estudiadas cuál de ellas proporciona las mejores condiciones de despegue de la aeronave.<sup>42</sup>

Con las hélices de paso fijo utilizadas en este tipo de aeronaves que poseen una baja eficiencia en función de la razón de avance ( $0 \leq \eta_p \leq 70\%$ ), ni toda la potencia disponible en el eje del motores aprovechada, por lo tanto es importante escoger una hélice que proporcione los valores máximos de torque y rotación.

<sup>42</sup> MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronautica. Trilha., CENGAGE LEARNING.

### 6.3 MODELO DE PROPULSIÓN.

La presente sección muestra un modelo matemático que permite estimar con buena confiabilidad la tracción disponible, este modelo es fundamentado en la potencia disponible en el eje del motor y en la eficiencia de la hélice en función de la razón de avance.

La tracción estática fue determinada de modo rápido a partir de un modelo matemático de un ensayo estático del grupo moto-propulsor para una aeronave. El modelo analítico que permite determinar la tracción estática de forma aproximada con buena confiabilidad por Durand & Lesley.<sup>43</sup> Y definido de la siguiente manera:

Ecuación 73. Tracción estática.

$$T_{V=0} = K_{T0} \frac{P_E}{\eta D_h}$$

Fuente: Miranda L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica.  
São Paulo. 2013 pág 97.

Con el valor de  $K_{T0}$  determinado por:

Ecuación 74. Constante de tracción estática.

$$K_{T0} = 57000 \left( 1,97 - \frac{p}{D_h} \right)$$

Fuente: Miranda L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica, São Paulo.  
2013 pág 97.

El resultado obtenido de tracción está en libras, por lo tanto fue convertido a Newtons (N) para proseguir con los cálculos en el sistema internacional.

La siguiente tabla muestra los resultados obtenidos para la tracción estática de las diferentes hélices.

Tabla 31. Tracción estática de las hélices en estudio.

Hélice	$\eta(\text{rpm})$	$T_{V=0}$ teórico N
TOBER 16x6"	7600	36,998
MASTER 16x8"	7100	38,767
TP 15x8"	7600	35,808

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

<sup>43</sup> Durand & Lesley. Analysis of W. F. Durand's and E. P. Lesley's propeller tests



La eficiencia de hélice es función de la razón de avance de la aeronave  $J$ , es una cantidad que depende de la velocidad de vuelo, de la rotación del motor y del diámetro de la hélice. Como las hélices que son producto de estudio son de paso fijo, su eficiencia es generalmente baja y así gran parte de la potencia producida por el eje del motor es desperdiciada. La razón de avance se determinó por la aplicación de la siguiente ecuación para cada una de las hélices en estudio.

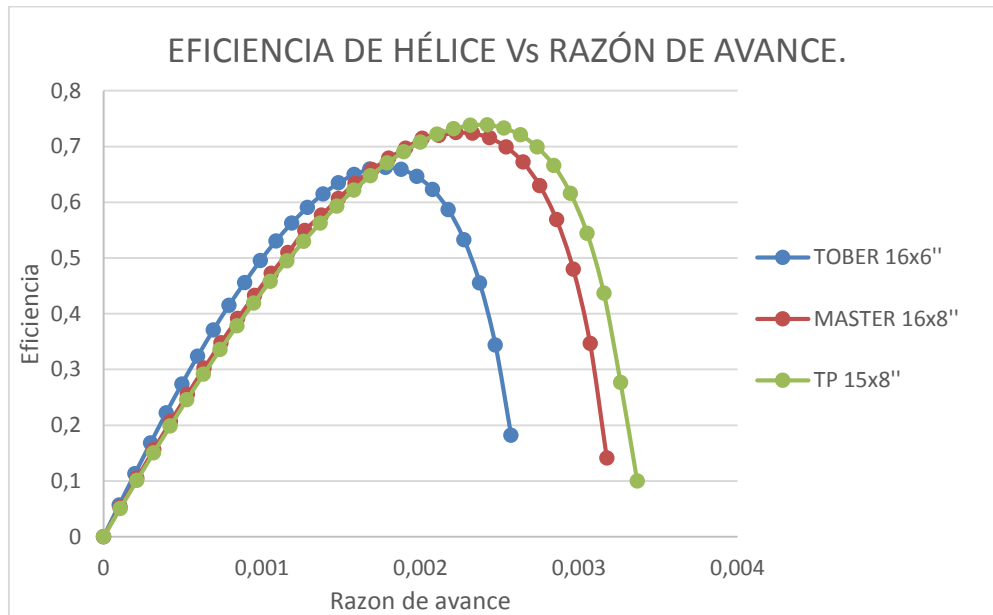
Ecuación 75. Razón de avance.

$$J = \frac{V}{\eta D_h}$$

Fuente: Miranda L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica.  
São Paulo. 2013 pág 97.

Así en la siguiente gráfica se observa la curva característica de la eficiencia de una hélice en función de la razón de avance.

Gráfica 39. Comparación entre eficiencia y razón de avance.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

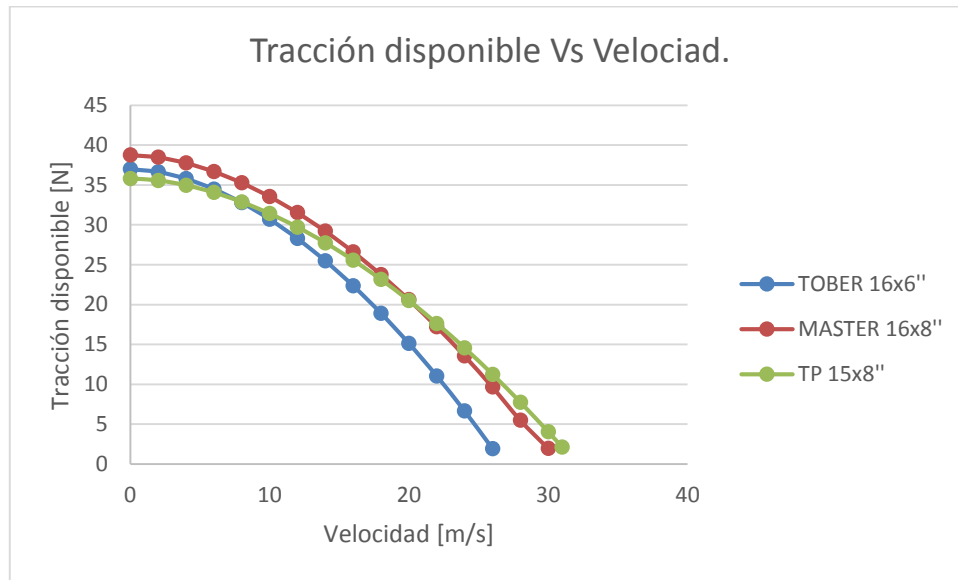
Una vez determinada la tracción estática, la variación de tracción disponible con la velocidad de vuelo fue obtenida con la solución de la siguiente ecuación:

Ecuación 76. Tracción disponible.

$$T_d = \frac{P_E \eta}{V} \cdot \frac{\rho_h}{\rho}$$

Fuente: Miranda L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica.  
São Paulo. 2013 pág 102.

Gráfica 40. Tracción disponible en función de la velocidad.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Así, el motor escogido para la aeronave SOPKA fue el 3W-28i CS y la hélice que proporciona una mejor eficiencia es la MASTER 16x8" fabricada en fibra de carbono, además estas dos características son las que proporcionan una relación  $T/W=0,25$ , como fue estipulado en la sección de análisis de constrains.

#### 6.4 TRACCIÓN DISPONIBLE Y TRACCIÓN REQUERIDA.

Como está especificado para una condición de vuelo recto y nivelado con velocidad constante, la formulación matemática para relacionar las cuatro fuerzas existentes en una aeronave se obtienen a partir de las ecuaciones de equilibrio de la estática, de esa forma, para la condición de equilibrio se tiene:

Ecuación 77. Condiciones de equilibrio estático.

$$T = D$$

$$L = W$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 261.

Para realizar el cálculo de la tracción requerida por la aeronave, se consideró el avión en vuelo recto y nivelado con velocidad constante, en la cual el valor

de la tracción requerida depende directamente de las cuatro fuerzas que actúan en la aeronave, así:

Ecuación 78. Tracción requerida.

$$T_R = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 270.

Ecuación 79. Peso.

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 270.

Dividiendo la ecuación 78 entre la ecuación 79, se tiene:

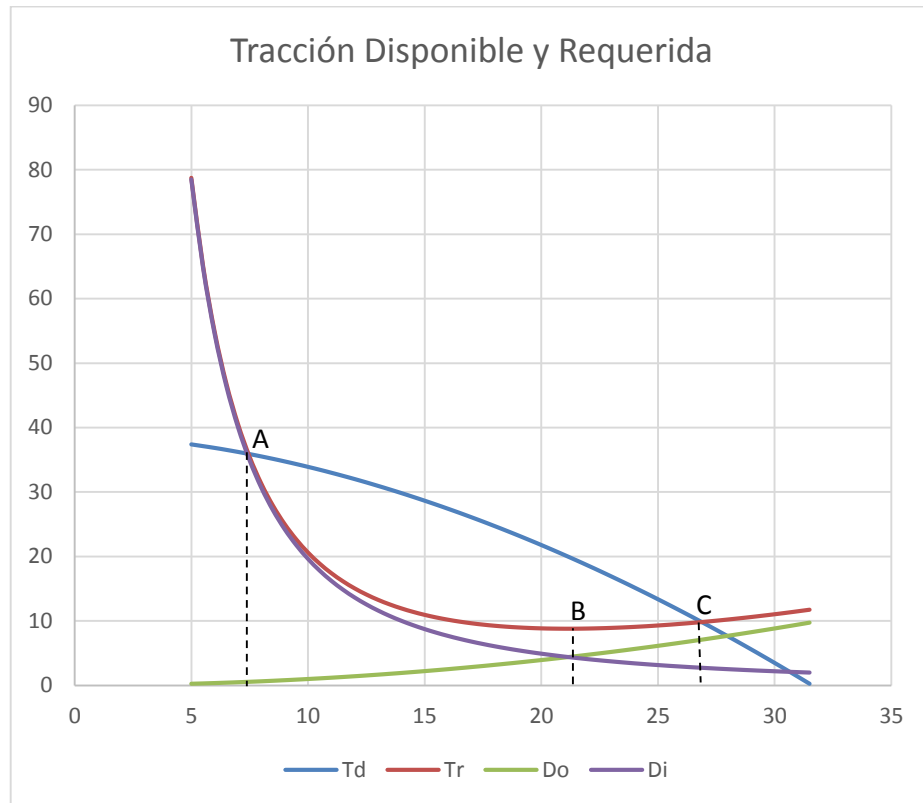
Ecuación 80. Ecuación de tracción requerida.

$$\frac{T_R}{W} = \frac{D}{L} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_L}$$
$$T_R = \frac{W}{C_L / C_D}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 270.

A continuación se presenta el cálculo para la obtención de la curva de tracción requerida y su respectiva comparación con la curva de tracción disponible, también con las fuerzas de arrastre parásito y arrastre inducido teniendo en cuenta la polar de arrastre de la aeronave.

Gráfica 41. Comparación entre tracción disponible y requerida.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

En la gráfica 41 se observa que el punto A representa la velocidad mínima 8 m/s, donde su empuje sería el máximo de 37,54 N, es importante resaltar que para algunas situaciones de vuelo la velocidad de pérdida es mayor que la velocidad mínima obtenida en el gráfico, entonces la velocidad de pérdida para esas situaciones representa la velocidad mínima de vuelo de la aeronave SOPKA igual a 11,85m/s, el punto C representa la velocidad máxima de la aeronave con un valor de 27 m/s y el punto B representa la velocidad donde la Tracción es mínima para la aeronave de aproximadamente 21 m/s.

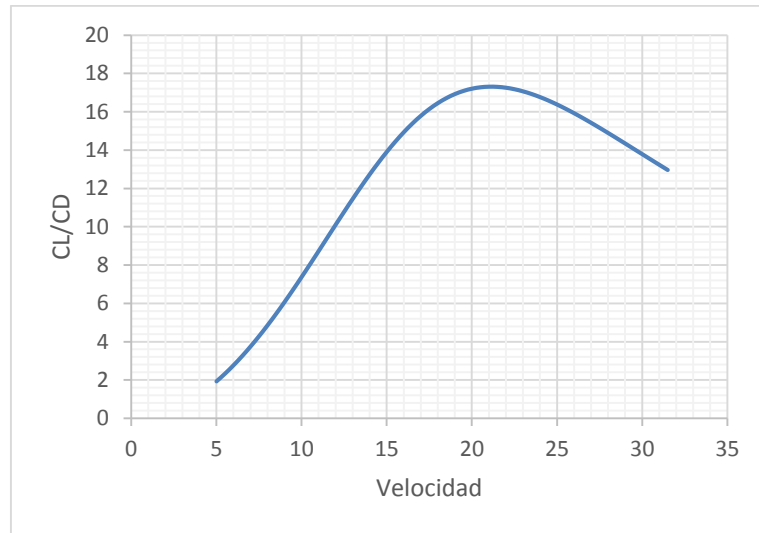
En esta sección se calculó la velocidad para la cual la relación  $L/D$  es máxima, como ya fue calculada anteriormente con un valor de  $L/D = 17,7$ , mediante la siguiente ecuación es posible calcular esta velocidad que será ilustrada en la siguiente gráfica.

Ecuación 81. Velocidad de L/D Máximo.

$$V_{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} = \left(\frac{2W}{\rho S}\right)^{1/2} \left(\frac{k}{C_{Do}}\right)^{1/4}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 272.

Gráfica 42. Velocidad para L/D máximo.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Así se concluye que la velocidad para que la relación L/D sea máxima a nivel del mar es de 21,1384 m/s que multiplicada por 0,76 se obtiene la velocidad en que la potencia requerida es mínima, obteniendo un valor de 16,05 m/s.

## 6.5 POTENCIA DISPONIBLE Y POTENCIA REQUERIDA.

A partir de los conceptos fundamentales de la física, la potencia es definida como el producto entre la fuerza y la velocidad, y por lo tanto, las curvas de potencia disponible y requerida pueden ser obtenidas por medio del producto entre la tracción y la velocidad de vuelo.

La relación L/D afecta el desempeño de la aeronave y su eficiencia aerodinámica, ya que L y D son dependientes del ángulo de ataque y varían conforme la velocidad y la altitud de vuelo. Cuando la velocidad es alta, el ángulo de ataque es pequeño. Cuando la aeronave reduce su velocidad, el ángulo de ataque aumenta para mantener la fuerza de sustentación, así, la relación L/D inicialmente aumenta y luego disminuye debido al aumento del

arrastre, de esa forma, la aeronave cumple con su relación L/D máxima y como consecuencia la mínima potencia.

En aeronaves que tienen rotores propulsores y motores a combustión, el valor de  $(L/D)_{\max}$  y la velocidad de vuelo para esa relación es proporcional al valor máximo de  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$ , cuando se está analizando el alcance y la máxima autonomía.<sup>44</sup>

La velocidad en la condición  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$ , se presenta en la ecuación 83, en el caso de vuelo recto y nivelado, es determinada sustituyendo el coeficiente de arrastre  $C_D$  por la ecuación 67, derivando en relación a  $C_L$ , se obtienen las ecuaciones 82 y 83.

Ecuación 82. Coeficiente de sustentación.

$$C_L = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{k}}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 273.

Ecuación 83. Velocidad en la condición  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$ .

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max} = \frac{1}{4} \left(\frac{3}{kC_{D0}^{1/3}}\right)^{3/4}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 273.

A través de las ecuaciones 82 y 84, se puede determinar la ecuación 85.

Ecuación 84. Peso en la condición  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$ .

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max} S C_L$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 273.

---

<sup>44</sup> ANDERSON, J.D.Jr. Aircraft Performance and Design. New York: McGraw-Hill, 1999.

Ecuación 85. Velocidad para la condición  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$  total.

$$V_{(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}} = \left(\frac{1}{3}\right)^{1/4} V_{(L/D)_{\max}}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 274.

La potencia requerida está directamente relacionada con la relación  $(C_L^{3/2}/C_D)$  y es obtenida por las ecuaciones 85 y 88.

Ecuación 86. Potencia Requerida.

$$Potencia = \frac{d}{dt} (\vec{F} \cdot \vec{dr})$$

$$P_R = T V = \frac{W}{C_L/C_D} V$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 275.

Y sabiendo que:

Ecuación 87. Ecuación para velocidad.

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 275.

Sustituyendo la ecuación 87 en la ecuación 86 se obtiene:

Ecuación 88. Ecuación para potencia requerida.

$$P_R = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho S C_L^3}}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 276.

Así, las características asociadas con  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$  son validadas para  $P_R$  mínima.



### 6.5.1 EFECTOS DE LA ALTITUD EN TRACCIÓN Y POTENCIA.

El desempeño de la aeronave es influenciado significativamente con el aumento de la altitud de vuelo y en este caso, la altitud toma un papel muy importante, debido a que la misión de la aeronave es volar por encima del cráter de un volcán. Grandes altitudes proporcionan una disminución considerable de densidad en el aire, por lo tanto la tracción disponible como la requerida y sus respectivas potencias sufren importantes variaciones que reducen la capacidad de desempeño de la aeronave.

En relación a la tracción disponible, se considera que una reducción de la densidad del aire, la hélice producirá un empuje menor que el generado al nivel del mar. Entonces mediante la siguiente ecuación fue posible determinar la variación de la tracción con relación a la altitud de vuelo.

Ecuación 89. Tracción con relación a la altitud de vuelo.

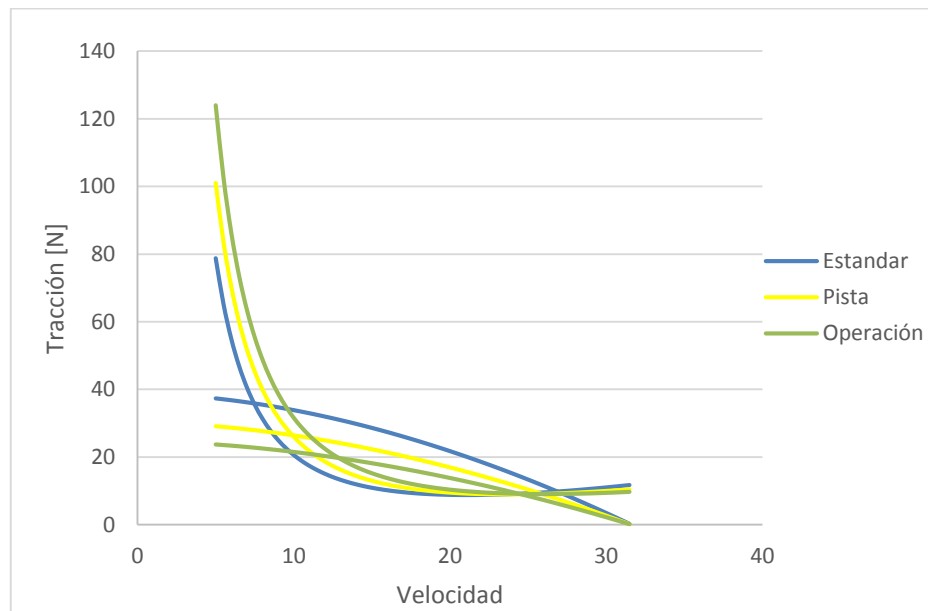
$$T_{dh} = \frac{P_{do}\eta}{V} \cdot \frac{\rho_h}{\rho_o} = T_{do} \cdot \frac{\rho_h}{\rho_o}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 278.

La ecuación 89 relaciona la tracción disponible al nivel del mar con las densidades del aire en altitud al nivel del mar, entonces, como la densidad del aire disminuye con el aumento de la altitud, se percibe que la relación entre las densidades siempre será un número menor que 1, por lo tanto, cuanto mayor es la altitud de vuelo, menor será la tracción disponible para una determinada situación de vuelo.

Este proceso se realizó para graficar la tracción disponible para cada condición de vuelo, siendo a nivel del mar, a la altitud donde se encuentra la pista para despegue y a la altitud de operación. Así se determinaron las tracciones disponibles y como se mostró anteriormente, con el mismo proceso se calcularon las tracciones requeridas para estas condiciones de vuelo.

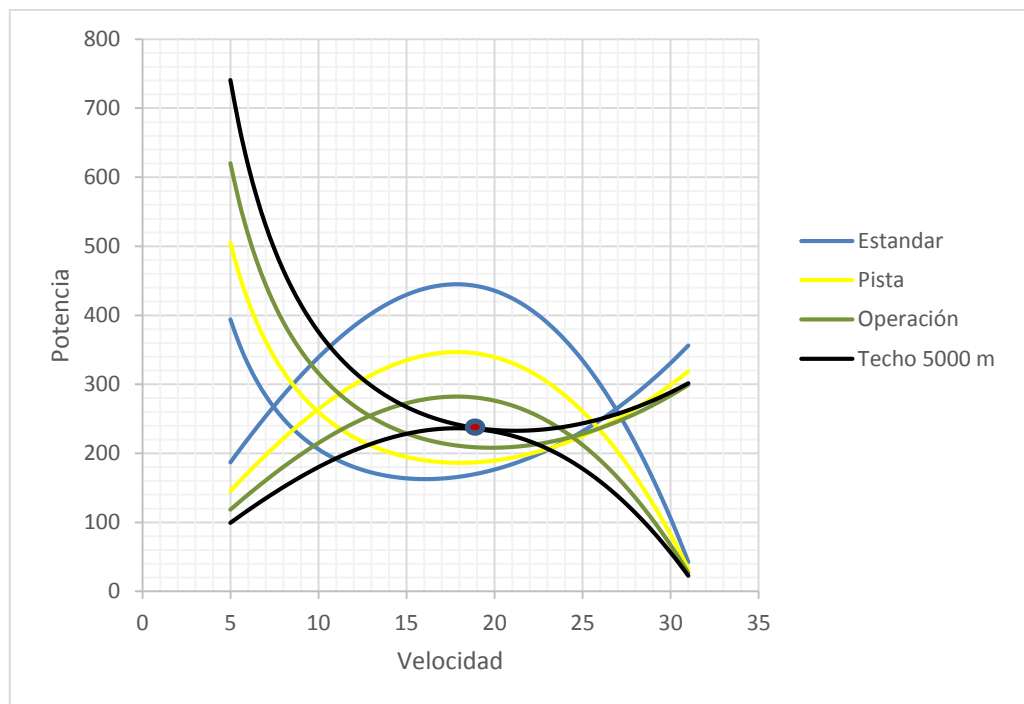
Gráfica 43. Variación de tracción con la altitud.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Así, según lo explicado anteriormente se graficó la potencia disponible y requerida en función de la velocidad para cada altitud de vuelo de la aeronave.

Gráfica 44. Variación de potencia con la altitud.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

En la gráfica 44 se observa como las curvas de potencia disponible y requerida se cierran, aquí se determina el techo de operación de la aeronave (5000 m), haciendo que la aeronave sea navegable a la altitud de operación.

## 6.6 DESEMPEÑO EN ASCENSO.

El análisis de vuelo en ascenso representa un parámetro muy importante para cualquier aeronave, ya que permite la determinación de la capacidad de la aeronave para ganar altura después del despegue y llegar a altitud optima de vuelo, en ese caso la de operación.

La razón de ascenso de una aeronave representa su respectiva velocidad vertical. En un régimen de vuelo laminar y sin aceleración, como se ve en la figura 60, las ecuaciones de movimiento se determinan:

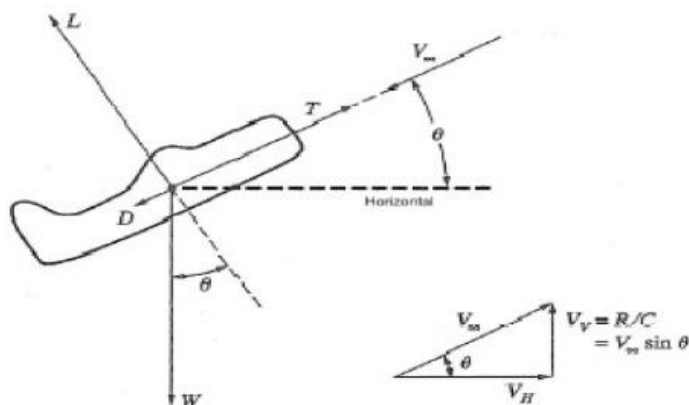
Ecuación 90. Fuerzas actuantes en el ascenso.

$$T - D - W \sin \theta = 0$$

$$L - W \cos \theta = 0$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 287.

Figura 60. Fuerzas durante el ascenso.



Fuente: ANDERSON, São Carlos, Brasil: 2014.

Las ecuaciones mostradas anteriormente representan las ecuaciones de movimiento para un vuelo en ascenso con velocidad constante y son análogas a las ecuaciones para un vuelo recto y nivelado.

La razón de ascenso fue obtenida por el análisis de las curvas de potencia disponible y requerida y la forma matemática utilizada para obtener la potencia es a partir del producto entre la tracción y velocidad. Entonces tomando la ecuación 90 se tiene:

$$TV = DV + WVsen\theta$$

$$\frac{TV - DV}{W} = Vsen\theta$$

Un análisis de la figura 60 permite observar que el término  $Vsen\theta$  representa la velocidad vertical de la aeronave, denominada razón de ascenso (R/C), así se concluye:

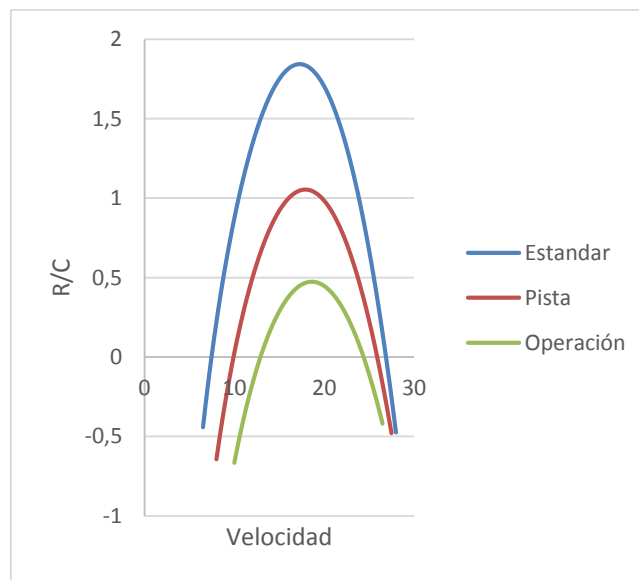
Ecuación 91. Razón de ascenso.

$$\frac{TV - DV}{W} = \frac{R}{C} = \frac{P_d - P_R}{W} = Vsen\theta$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 287.

Según lo anterior se trazó las curvas de razón de subida contra velocidad horizontal para cada altitud de vuelo de la aeronave.

Gráfica 45. Razón de ascenso.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Este análisis fue realizado para verificar que la altitud posee influencia decisiva en la razón de ascenso de la aeronave. Como la sobra de potencia

es cada vez menor, la capacidad de la aeronave de ganar altitud es cada vez más reducida.

El ángulo de ascenso se obtuvo despejando de la ecuación 91 el valor de  $\Theta$ , obteniendo un ángulo para razón de ascenso de  $6.91^\circ$

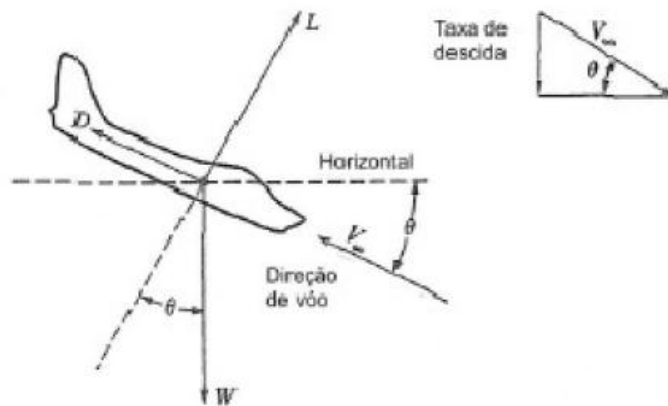
## 6.7 DESEMPEÑO EN DESCENSO.

El conocimiento de las características de la aeronave en descenso también representa un factor importante en el proyecto de la aeronave, una vez que posibilita la realización de una aproximación para aterrizaje dentro de una rampa de descenso aceptable.

Para este análisis se considera que la tracción disponible sea nula, ya que en esta condición la aeronave se encuentra operando con el motor en marcha lenta, entonces apenas son considerados para efectos del cálculo las fuerzas de arrastre y peso de la aeronave, obviamente teniendo en cuenta el peso de la misma.

Las ecuaciones de movimiento en este caso, se deducen de la figura 61.

Figura 61. Fuerzas durante el descenso.



Fuente: ANDERSON, São Carlos, Brasil: 2014.

Ecuación 92. Fuerzas durante el descenso.

$$L = W \cos \theta$$

$$D = W \sin \theta$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 300.

A partir de las ecuaciones anteriores es posible determinar el ángulo de planeo que proporciona el equilibrio de la aeronave durante el descenso. Dividiendo estas ecuaciones se obtiene:

$$\frac{W \sin \theta}{W \cos \theta} = \frac{D}{L}$$

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{L/D}$$

En la ecuación se ve claramente que el ángulo de planeo está directamente relacionado con la eficiencia aerodinámica de la aeronave. Y así, este ángulo será mínimo cuando la eficiencia aerodinámica sea la máxima.

Como se observa en la ecuación anterior, el ángulo de planeo que proporciona el equilibrio de la aeronave no depende de la altitud, del peso o del área del ala, simplemente de la relación  $L/D$ . Por eso, en determinada altitud, para que la relación  $L/D$  deseada sea obtenida la aeronave debe volar con una velocidad específica denominada velocidad de planeo, cuyo valor depende directamente de la altitud, del peso y del área del ala. La velocidad de planeo para una condición de altitud se obtiene a partir de las siguientes ecuaciones:

Ecuación 93. Sustentación en descenso.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = W \cos \theta$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 310.

Despejando la velocidad se tiene:

Ecuación 94. Velocidad en descenso.

$$V = \sqrt{\frac{2W \cos \theta}{\rho S C_L}}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 310.

Una vez determinado el ángulo de planeo y la velocidad de planeo a determinada altitud y condición de vuelo deseada, se determina la razón de descenso de la aeronave ( $R_D$ ) a partir del triángulo de velocidades de la figura 61. Así, se obtiene:

Ecuación 95. Velocidad horizontal.

$$V_h = V \cos \theta$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 315.

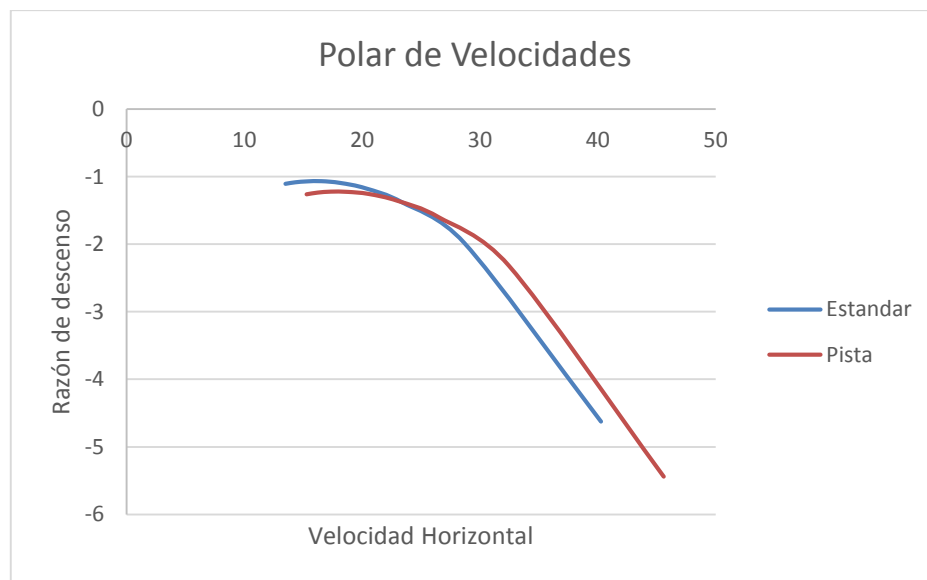
Ecuación 96. Razón de descenso.

$$R_D = \frac{R}{C} = V \tan \theta$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 318.

Se trazó una polar de velocidades para la razón de descenso de la aeronave en función de la velocidad horizontal para altitudes a nivel del mar y a la altitud de la pista de despegue y aterrizaje, esto únicamente porque son las condiciones en donde la aeronave aterrizaría.

Gráfica 46. Polar de velocidades en planeo.

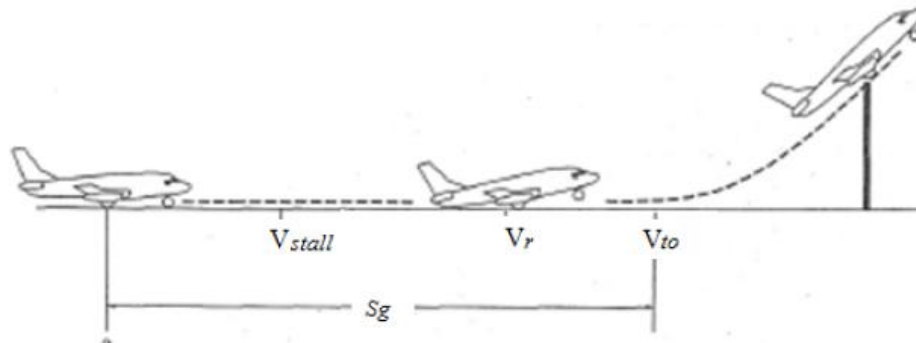


Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

## 6.8 DESEMPEÑO EN DESPEGUE.

La distancia de despegue está compuesta por varios segmentos que son determinados dependiendo de la velocidad con la que la aeronave se mueve en el suelo, como se muestra en la figura 62.

Figura 62. Etapas de distancia de despegue.



Fuente: ANDERSON, São Carlos, Brasil: 2014.

El primer trecho es la distancia recorrida en el suelo, denominada  $S_g$ , que es dividida en pequeños segmentos los cuales son función de las velocidades que la aeronave permite en la pista. Siendo estas:

1. Velocidad de pérdida (stall).
2. Velocidad rotacional: Velocidad en que inicia el movimiento de rotación debido a la deflexión del timón de profundidad. Sin exceder el ángulo de stall.
3. Velocidad de despegue ( $V_{TO}$ ): Velocidad de la aeronave con la que efectivamente despegue de la pista.

El modelo matemático presentado en esta sección es el mismo que es utilizado para aviones convencionales con propulsión de hélice y posee su formulación se basa en el principio fundamental de la dinámica (2ª ley de Newton), por lo tanto:

Ecuación 97. Ley de Newton.

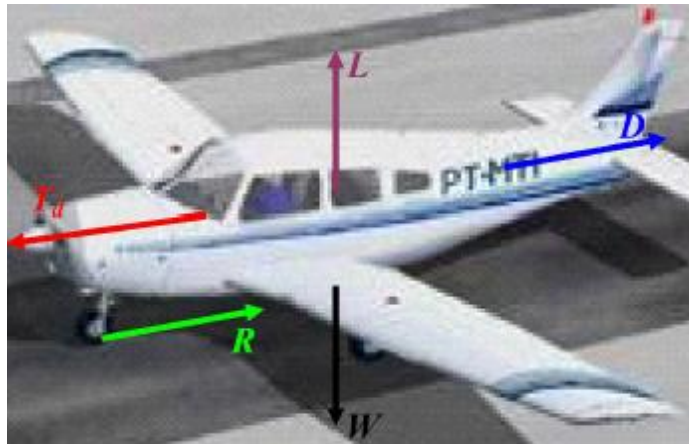
$$F = ma = m \frac{dv}{dt}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 338.

Para la aplicación de la ecuación 97 fue necesario que sean conocidas las fuerzas que actúan en la aeronave durante la corrida de despegue.



Figura 63. Fuerzas que actúan durante el despegue.



Fuente: Miranda J.L, São Jose dos Campos, Brasil: 2014.

La figura 63 muestra un avión monomotor durante la corrida de despegue y las respectivas fuerzas que actúan sobre él.

Se observa que además de las cuatro fuerzas necesarias para un vuelo recto y nivelado, también está presente durante la corrida de despegue la fuerza de fricción entre las ruedas y el suelo. Esta fuerza es representada en el presente capítulo como R y se calcula:

Ecuación 98. Fuerza de fricción.

$$R = \nu N$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 338.

Donde  $\nu$  representa el coeficiente de fricción entre las ruedas de la aeronave y el suelo y N representa la fuerza normal de la aeronave.

Según ROSKAM<sup>45</sup>, el coeficiente de fricción puede variar desde 0,02 para pistas pavimentadas, hasta 0,1 para pistas en césped.

Durante el recorrido para despegue, la fuerza normal disminuye conforme la velocidad de la aeronave aumenta, ese factor está relacionado al aumento de la fuerza de sustentación que ocurre conforme la aeronave gana velocidad. Por lo tanto la ecuación 98 puede ser escrita de la siguiente forma:

---

<sup>45</sup> ROSKAM. JAN, Airplane aerodynamics and performance, DARcorporation, University of Kansas, 1997.

Ecuación 99. Fuerza de fricción para despegue.

$$R = v(W - L)$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 338.

En la cual el termino (W-L) representa la fuerza normal actuante durante el recorrido para despegue.

A partir de la figura 63 es posible determinar la fuerza resultante oriunda de la suma de las fuerzas paralelas en dirección al movimiento de la aeronave, entonces la ecuación 98 se reescribe de la siguiente manera:

$$T - D - R = m \frac{dV}{dt}$$

Es importante que se determine la condición que relacione la velocidad de despegue, la masa de la fuerza neta actuante, proporcionando como resultado la distancia necesaria para el despegue de la aeronave.

A partir de las ecuaciones fundamentales de la cinemática se puede obtener la distancia necesaria para que despegue la aeronave. Por lo tanto:

Ecuación 100. Velocidad en cinemática.

$$V dt = ds$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 348.

Considerando que la aeronave SOPKA parte del reposo en la posición S=0 metros y en el instante t=0 segundos siendo acelerada la aeronave hasta la velocidad de despegue  $V_{to}$  en la posición  $S_{to}$  y en el instante t, se tiene:

$$\int_0^t \left( \frac{F}{m} \right) dt = \int_0^{S_{to}} ds$$

Por lo tanto, despejando el tiempo de la ecuación 100 y reemplazando en la solución de la ecuación 97 se tiene:

Ecuación 101. Distancia de despegue en función de fuerza.

$$S_{to} = \frac{V^2 m}{2F}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 350.

Sustituyendo la suma de las fuerzas (T-D-R) en la ecuación anterior se tiene:

Ecuación 102. Distancia de despegue con las fuerzas del avión.

$$S_{to} = \frac{V^2 m}{2(T - D - R)}$$

Fuente: Anderson J. Introductio to flight, EUA, 1992. Pág 350.

Como forma de mantener un margen de seguridad durante el procedimiento de despegue y ascenso, la norma FAR-Part 23<sup>46</sup> sugiere que la velocidad de despegue no debe ser inferior a 20% de la velocidad de pérdida, entonces  $V_{to}=1,2V_{stall}$ . Por lo tanto:

Ecuación 103. Velocidad de despegue.

$$V_{to} = 1,2 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}}$$

Fuente: FEDERAL AVIATION REGULATIONS, Part 23 Airworthiness standarts: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes, USA.

Así mediante el proceso matemático presentado en el libro de Anderson<sup>47</sup> se calcula la distancia de despegue de la aeronave determinando la distancia para una altitud a nivel del mar, para la altitud donde estará la pista principal de la aeronave y para una altitud más próxima al Volcán. Siendo la densidad inversamente proporcional a la distancia de despegue, así a medida que disminuye la densidad, la distancia de despegue aumenta.

Ecuación 104. Primera versión de distancia de despegue.

$$S_{to} = \frac{144W^2}{g\rho S C_{Lmax}\{T - [D + v(W - L)]\}}$$

Fuente: ANDERSON, JOHN, D. Aircraft performance and design. New York 1999.

Como los valores de las fuerzas de arrastre y sustentación se alteran conforme la velocidad aumenta, el cálculo de la ecuación inmediatamente anterior se vuelve bastante complicado. Para simplificar la solución, se

---

<sup>46</sup> FEDERAL AVIATION REGULATIONS, Part 23 Airworthiness standarts: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes, USA.

<sup>47</sup> ANDERSON, JOHN, D. Aircraft performance and design, McGraw-Hill, New York, 1999.

realizó una aproximación de la fuerza requerida media obtenida en el 70% la velocidad de despegue, entonces los valores de L y D son calculados a partir de las ecuaciones 105 y 106, considerando  $V=0,7V_{to}$

Ecuación 105. Sustentación al 70% de velocidad.

$$L = \frac{1}{2} \rho (0,7V)^2 S C_L$$

Fuente: ANDERSON, JOHN, D. Aircraft performance and design.  
New York 1999.

Ecuación 106. Arrastre al 70% de velocidad.

$$D = \frac{1}{2} \rho (0,7V)^2 S (C_{D0} + \varphi k C_L^2)$$

Fuente: ANDERSON, JOHN, D. Aircraft performance and design.  
New York 1999.

Donde  $\varphi$ , representa el factor de efecto suelo que afecta directamente el coeficiente de arrastre y el de sustentación ideal para despegue de la aeronave, calculado mediante la siguiente ecuación.

Ecuación 107. Efecto suelo.

$$\varphi = \frac{\left(16 \frac{h}{b}\right)^2}{1 + \left(16 \frac{h}{b}\right)^2}$$

Fuente: ANDERSON, JOHN, D. Aircraft performance and design.  
New York 1999.

Donde h (0,281 metros) representa la altura de la aeronave y b representa la respectiva envergadura de la aeronave, obteniendo un valor de efecto suelo de 0,71.

Las ecuaciones para el cálculo de los coeficientes de arrastre y sustentación para despegue se calcularon a partir de las siguientes ecuaciones:

Ecuación 108. Coeficiente de sustentación para despegue.

$$C_{Lto} = \frac{\pi e_0 ARv}{2\phi} = 0,9025$$

Fuente: ANDERSON, JOHN, D. Aircraft performance and design.  
New York 1999.

Ecuación 109. Coeficiente de arrastre para despegue.

$$C_{Dto} = C_{D0} + \phi k C_L^2 = 0,043$$

Fuente: ANDERSON, JOHN, D. Aircraft performance and design.  
New York 1999.

En función de las consideraciones realizadas, la ecuación 104 utilizada para calcular la distancia de despegue de la aeronave se estima finalmente así:

Ecuación 110. Distancia de despegue.

$$S_{to} = \frac{144W^2}{g\rho SC_{Lmax}\{T - [D + v(W - L)]\}_{0,7V_{to}}}$$

Fuente: ANDERSON, JOHN, D. Aircraft performance and design.  
New York 1999.

El coeficiente de fricción utilizado para calcular la distancia de despegue y aterrizaje es 0,05 que es el coeficiente que según Roskam representa una pista hecha de césped.

En la siguiente tabla se muestra el resultado de los cálculos realizados para las diferentes altitudes mencionadas anteriormente.

Tabla 32. Resultados de distancia de despegue.

	Altitud.		
Variable.	Estantar.	Pista.	3300 metros.
V. Take-off [m/s]	14,32	16,24	16,90
0,7 V. Take-off [m/s]	10,03	11,37	11,83
Distancia Take-off [m]	61	82,49	90,92

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

## 6.9 DESEMPEÑO EN ATERRIZAJE.

Para validar las características de aterrizaje de la aeronave SOPKA, se utilizó el mismo modelo matemático planteado en la sección inmediatamente anterior, según la norma FAR-Part 23<sup>48</sup>, durante el proceso de aproximación se sugiere como medida de seguridad una velocidad de 30% mayor que la velocidad de pérdida. Para esta velocidad calculada se determina los valores de Sustentación y arrastre y se reemplazan en la ecuación correspondiente a la distancia de aterrizaje de la aeronave en pista.

Ecuación 111. Distancia de aterrizaje.

$$S_L = \frac{W^2}{g\rho SC_{Lmax}\{[D + v(W - L)]\}_{0,7V_{to}}}$$

Fuente: ANDERSON, JOHN, D. Aircraft performance and design.  
New York 1999.

En la tabla 33 se muestran los resultados del cálculo de la distancia de aterrizaje para la velocidad de aproximación calculada, al ver que el valor de la distancia es elevado, se hace el cálculo de las respectivas fuerzas para la velocidad de pérdida, recomendando entonces que la velocidad de aproximación sea la velocidad de pérdida de la aeronave.

Tabla 33. Resultados de distancia de aterrizaje.

Variable	Altitud		
	Estandar	Pista	3300 metros
V. de aprox [m/s]	15,50	17,59	18,31
Distancia Landing [m]	247	316,20	341
V. de perdida [m/s]	11,85	13,50	14,08
Distancia Landing [m]	146,14	187,65	200,5

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Los resultados muestran como la distancia para aterrizaje disminuye considerablemente para la condición de velocidad de pérdida. Una alternativa si se quiere reducir la distancia para aterrizaje es la implementación de flaps en la aeronave que cuando son desplegados

<sup>48</sup> FEDERAL AVIATION REGULATIONS, Part 23 Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes, USA.

aumentan el arrastre y el valor del coeficiente de sustentación máximo. Para este tipo de aeronaves de pequeño porte, la alternativa más utilizada para reducir la distancia de pista de aterrizaje es trabajar con el aumento del coeficiente de fricción a través de la implementación de frenos en la aeronave ya que así la distancia de pista disminuye en casi un 80%.

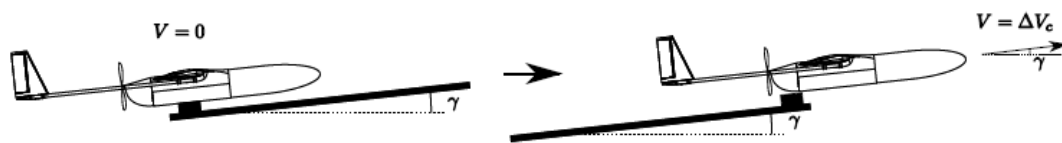
Como fue mencionado anteriormente en las secciones iniciales, como manera de tener una alternativa en el despegue y recuperación de la aeronave, fue calculada una catapulta como alternativa de despegue en caso de tener que transportar la aeronave a lugares más próximos al volcán como también se diseñó un paracaídas balístico como opción de recuperación vertical de la aeronave.

#### 6.10 CATAPULTA.

El diseño de la catapulta se basó en un problema planteado en la Escuela Superior de Ingenieros de la Universidad de Sevilla, donde piden calcular el incremento de velocidad mínimo que tiene que generar la catapulta para que a la salida de la misma, la aeronave mantenga un vuelo nivelado a velocidad constante y el empuje necesario que tiene que suministrar el motor para la condición de incremento de velocidad.

Los cálculos para esta catapulta se hicieron teniendo en cuenta la altitud donde está ubicada la pista de la aeronave. A continuación se muestra como es el esquema de lanzamiento de la catapulta.

Figura 64. Esquema de lanzamiento.



Fuente: ESI – US, Sevilla, España: 2014.

El valor del incremento mínimo de velocidad, según el método de solución para el problema propuesto ese incremento es igual a la velocidad de pérdida de la aeronave, así:

Ecuación 112. Incremento mínimo de velocidad.

$$\Delta V_{min} = V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} = 14,46 \text{ m/s}$$

Fuente: ESI – US, Sevilla, España: 2014.

Para mantener un vuelo de crucero uniforme en el momento de la salida de la aeronave de la catapulta, el empuje deberá ser el necesario para vencer el arrastre:

Ecuación 113. Empuje para catapulta.

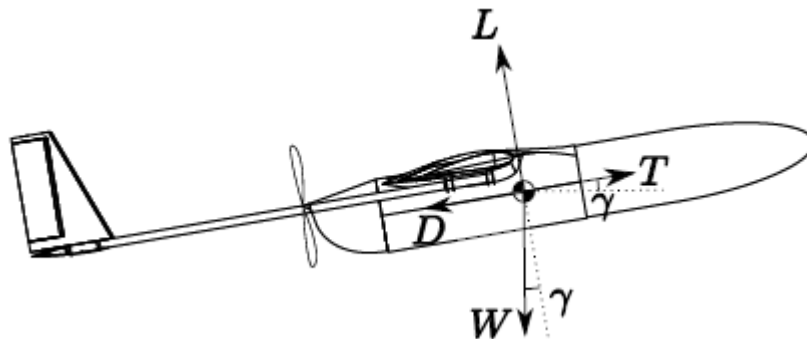
$$T = D = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 S (C_{D0} + k C_{Lmax}^2) = 13,58 \text{ N}$$

Fuente: ESI – US, Sevilla, España: 2014.

A continuación se planean las ecuaciones para calcular el coeficiente de sustentación y el empuje necesario para determinar cuáles son los ángulos de incidencia  $\gamma$  (gamma) que puede tener la catapulta para que la aeronave despegue sin que la fuerza de empuje disponible proporcionada por la hélice no sea sobrepasada.

Estas ecuaciones provienen de las ecuaciones de movimiento de la aeronave durante un vuelo de ascenso con velocidad constante y ángulo de ascenso constante. En la figura 65 se puede observar un esquema de las fuerzas que actúan sobre la aeronave.

Figura 65. Esquema de fuerzas en ascenso.



Fuente: ESI – US, Sevilla, España: 2014.

Conocido el ángulo de ascenso y la velocidad de vuelo se puede determinar el coeficiente de sustentación mediante la siguiente ecuación:



Ecuación 114. Coeficiente de sustentación en catapulta.

$$C_L = \frac{2W \cos(\gamma)}{\rho S V^2}$$

Fuente: ESI – US, Sevilla, España: 2014.

Una vez conocido el coeficiente de sustentación, a partir de la ecuación 114 se puede obtener el empuje necesario para cada valor de  $C_L$ .

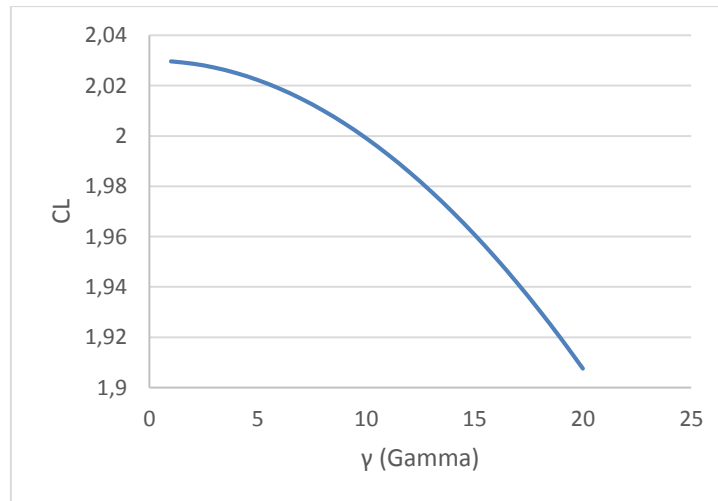
Ecuación 115. Empuje para catapulta.

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D0} + k C_L^2) + W \sin(\gamma)$$

Fuente: ESI – US, Sevilla, España: 2014.

En la gráfica 47 se observa la variación del Coeficiente de sustentación en función del ángulo de incidencia gamma, en un rango de 1° a 20°.

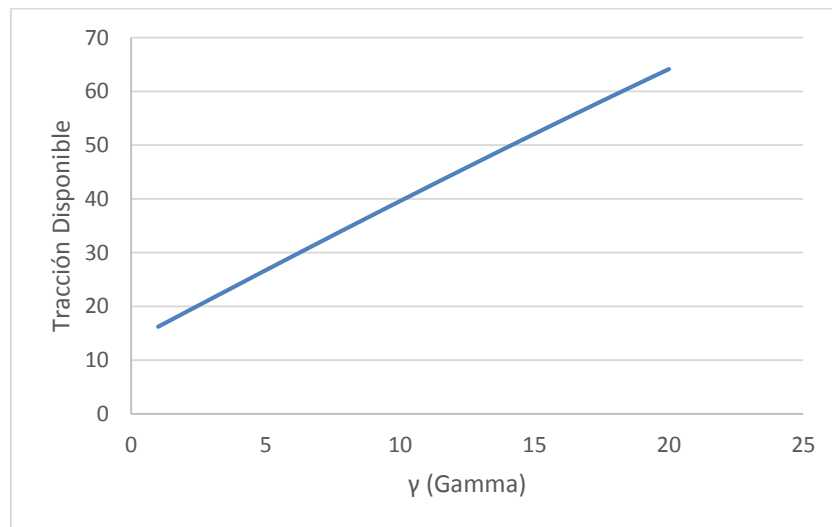
Gráfica 47.  $C_L$  Vs Gamma.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Se observa en la gráfica 47 como el coeficiente de sustentación disminuye a medida que el ángulo de incidencia de la catapulta aumenta.

Gráfica 48. Tracción disponible Vs Gamma.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Partiendo que la tracción disponible estática,  $V=0$  es igual a 38,794 N como fue estipulado en secciones anteriores, se observa en la gráfica 48 que el ángulo de incidencia máximo que tendrá la catapulta es  $9^\circ$  ya que a este ángulo se genera un empuje de 37,08 N que está dentro de lo permitido por el motor. Para ángulos mayores a este, el empuje que se requiere es mayor al disponible del motor.

#### 6.11 PARACAÍDAS BALÍSTICO.

Se diseñó un paracaídas Balístico con la idea de tener un sistema alternativo de recuperación de la aeronave. El cálculo de las dimensiones del mismo fueron basados en el artículo publicado Parachute Recovery System for Small Research UAV's<sup>49</sup>.

El uso de un paracaídas balístico no implica un grande aumento de peso y la aeronave contaría con sistema de recuperación el cual permite también salvar la aeronave en caso de emergencia.

La función principal del paracaídas balístico es el de generar una fuerza de arrastre con el objetivo de desacelerar y estabilizar el vehículo aéreo no tripulado SOPKA mediante su movimiento a través del aire, este paracaídas cuenta con la menor masa posible para que pueda ocupar un espacio mínimo dentro de la aeronave.

---

<sup>49</sup> Ballistic Recovery Systems Inc. (n.d.). BRS History. Retrieved April 5, 2008, from Ballistic Recovery Systems

El paracaídas balístico va a ser proyectado para que pueda producir la mayor fuerza de arrastre posible, que tenga un alto coeficiente de arrastre o de igual forma una amplia área superficial, para ello nos basamos en la siguiente ecuación:

Ecuación 116. Fuerza de arrastre para paracaídas.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D0} S_0$$

Fuente: Ballistic Recovery Systems Inc. (n.d.). BRS History. Retrieved April 5, 2008, from Ballistic Recovery Systems.

Donde  $S_0$  representa el área de referencia nominal, calculada a partir del diámetro nominal  $d_0$ .

Ecuación 117. Área nominal.

$$d_0 = 2\sqrt{S_0/\pi}$$

Fuente: Ballistic Recovery Systems Inc. (n.d.). BRS History. Retrieved April 5, 2008, from Ballistic Recovery Systems.

Así, con el fin de generar una mayor fuerza de arrastre para un paracaídas de dimensiones pequeñas, se busca un modelo que produzca un mayor coeficiente de arrastre posible. Así también se aprecia en la ecuación de arrastre que entre mayor sea la velocidad de la aeronave, mayor va hacer el arrastre, pero a medida que el UAV desacelera la fuerza de arrastre también disminuye.

Después de ser accionado el paracaídas se debe conseguir una velocidad constante de descenso por la igualdad entre el arrastre generado y el peso del vehículo aéreo SOPKA.

Ecuación 118. Ecuaciones fundamentales.

$$W = D$$

$$mg = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D0} S_0$$

Fuente: Ballistic Recovery Systems Inc. (n.d.). BRS History. Retrieved April 5, 2008, from Ballistic Recovery Systems.

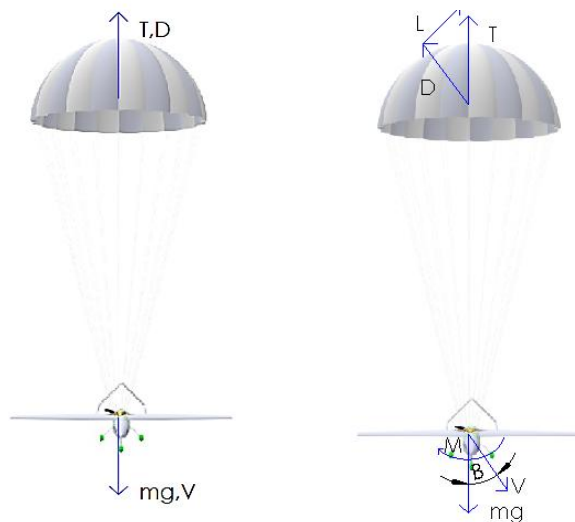
De esta forma la velocidad de descenso estaría dada por:

Ecuación 119. Velocidad de descenso del paracaídas.

$$V_e = \sqrt{\frac{2mg}{C_{D0}S_0\rho}}$$

Fuente: Ballistic Recovery Systems Inc. (n.d.). BRS History. Retrieved April 5, 2008, from Ballistic Recovery Syste.

Figura 66. Descenso con velocidad constante y con Planeo.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

En cierto tipo de paracaídas la condición de equilibrio ocurre con un ángulo de oscilación y para esta condición el equilibrio en la dirección vertical está dado por:

Ecuación 120. Condición de equilibrio del paracaídas.

$$mg = \frac{1}{2}\rho V^2 C_T S_0$$

Fuente: Ballistic Recovery Systems Inc. (n.d.). BRS History. Retrieved April 5, 2008, from Ballistic Recovery Syste.

Así, la velocidad de descenso se calcula:

Ecuación 121. Cálculo para la velocidad de descenso.

$$V_e = V \cos \beta = \sqrt{\frac{2mg}{C_T S_o \rho}} \cos \beta$$

Fuente: Ballistic Recovery Systems Inc. (n.d.). BRS History. Retrieved April 5, 2008, from Ballistic Recovery System.

Para la mayoría de los casos el ángulo de oscilación es pequeño de forma que puede ser aproximado  $C_T = C_{D0}$  y la ecuación queda de la siguiente manera:

$$V_e = V \cos \beta = \sqrt{\frac{2mg}{C_{D0} S_o \rho}} \cos \beta$$

De una forma general con un alto coeficiente de arrastre el paracaídas no es estable para un ángulo de ataque nulo, y los que son estables tienen un coeficiente de arrastre bajo.

Para determinar que ecuación utilizar en caso de que el paracaídas sufra o no oscilaciones se utiliza la ecuación de razón de masa. Si  $R_m < 5$  posiblemente ocurrirán oscilaciones y puede ser calculado por la ecuación 122.

Ecuación 122. Razón de masa.

$$R_m = \frac{\rho (C_{D0} S_o)^{3/2}}{m}$$

Fuente: Ballistic Recovery Systems Inc. (n.d.). BRS History. Retrieved April 5, 2008, from Ballistic Recovery System.

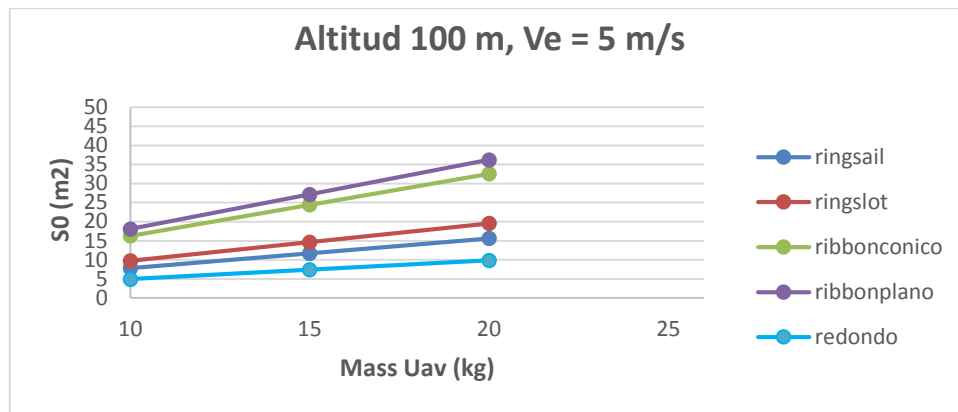
Teniendo en cuenta los tipos de paracaídas más comunes y la aerodinámica que envuelve el diseño de los mismos, se realizó un análisis para poder obtener un paracaídas con un área nominal pequeña, con una velocidad de descenso baja y con el menor peso y espacio posible dentro del UAV.

Fue realizada la comparación de los distintos tipos de paracaídas como ring sail, ring slot, ribbon cónico, ribbon plano y redondo.

La comparación fue realizada entre los tipos de paracaídas, validando el área nominal necesaria para proveer una velocidad de descenso de 5 m/s y a una altitud de 100m además se tuvieron en cuenta parámetros establecidos en tablas de paracaídas de construcción sólida.

Los resultados obtenidos se encuentran en la siguiente gráfica.

Gráfica 49. Tipos de Paracaídas.

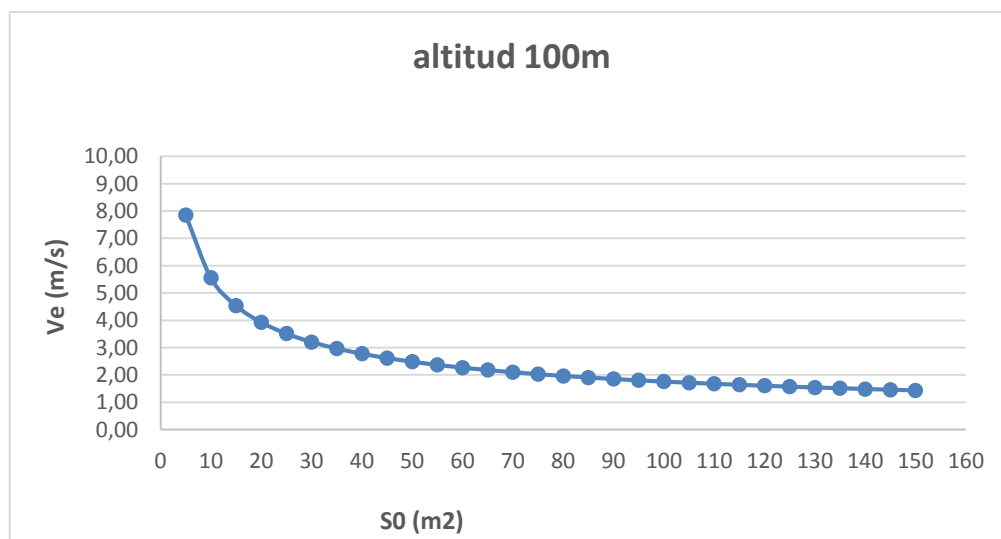


Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Se observa que el paracaídas de tipo redondo fue el que necesitó de menor área nominal para poder alcanzar una velocidad de 5 m/s por lo tanto se decidió adoptar el tipo de paracaídas balístico tipo redondo para el UAV SOPKA.

También se validó la velocidad de descenso en función del área nominal para algunos valores de masa de la aeronave y los resultados fueron los siguientes.

Gráfica 50. Velocidad de descenso del Paracaídas.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Se aprecia en la gráfica 50 que el punto óptimo para una velocidad deseada de 5 m/s y área nominal estaría entre 8 y 15 metros cuadrados con una masa de 15,64 kg.

De acuerdo con los parámetros establecidos en la aerodinámica del paracaídas obtenemos los siguientes valores para el dimensionamiento del paracaídas balístico del UAV SOPKA.

Tabla 34. Dimensiones del Paracaídas.

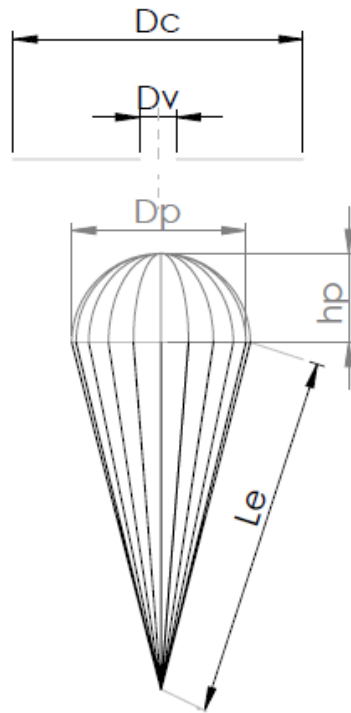
Parámetro	Valor	Unidad
Tipo de paracaidas	Balístico Redondo	
Peso	0,375	Kg
DC/Do	1	
DP/Do	0,7	
Dv/Do	0,1	
CD0	0,75	
Ángulo medio de oscilación	40	
Altitud de aplicación	2650	m.s.l
Masa	15,5	Kg
Gravedad	9,81	m/s <sup>2</sup>
Densidad (2627 metros)	0,944556	Kg/m <sup>3</sup>
Velocidad de descenso	5	m/s
Arrastre	87,27	N
Área de superficie requerida	9,86	m <sup>2</sup>
Do	3,54	m
Dc	3,54	m
Dp	2,37	m
Dv	0,35	m
Le	4,43	m
Hp	0,97	m

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

En la siguiente figura se especifican las respectivas dimensiones del paracaídas.



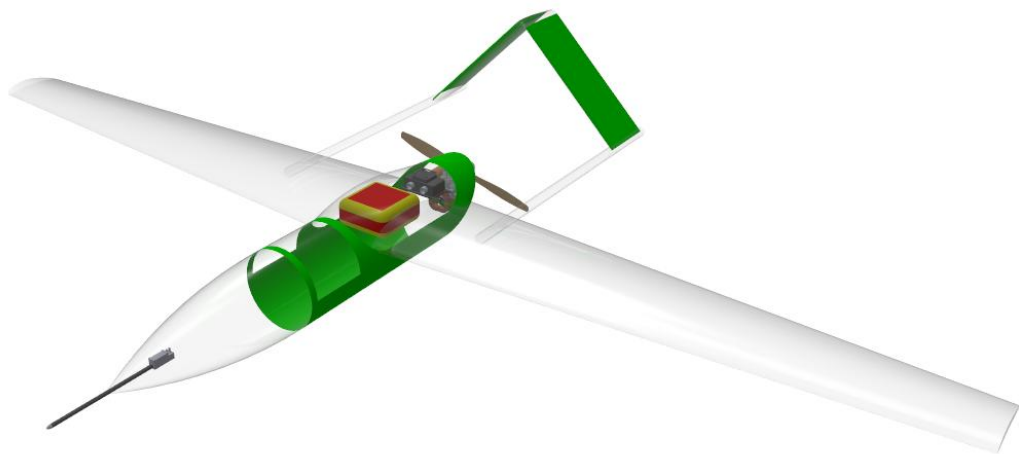
Figura 67. Especificaciones del paracaídas de tipo redondo.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Se presenta en la figura 68 la ubicación del paracaídas en el fuselaje de la aeronave.

Figura 68. Posición del paracaídas en el avión.

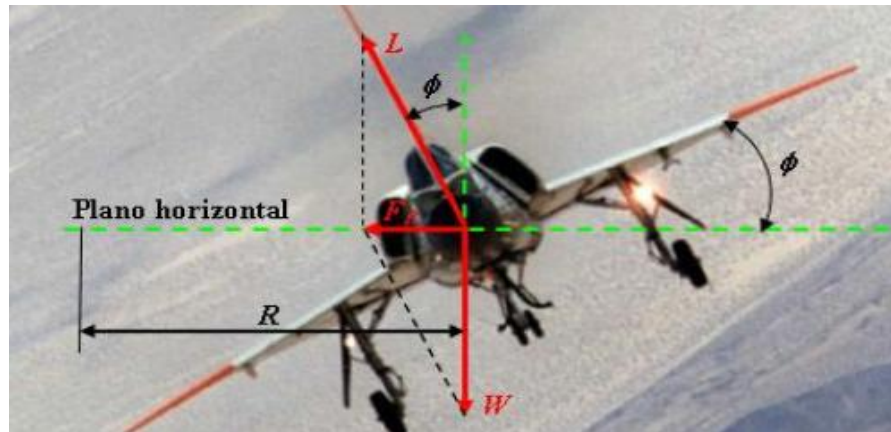


Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

## 6.12 DESEMPEÑO EN CURVA.

Hasta este punto se han considerado las características de desempeño de la aeronave para un vuelo recto y nivelado, ahora se hace un análisis de desempeño de la aeronave durante una curva realizada a partir de determinada condición de vuelo recto y nivelado con velocidad y altura constantes, pues durante la misión, la aeronave ejecutara varias curvas.

Figura 69. Fuerzas actuantes durante una curva.



Fuente: Miranda J.L, São Paulo, Brasil: 2014.

Durante la realización de la curva, las alas de la aeronave sufren una inclinación  $\Phi$  debida a la deflexión de los alerones y para obtener una condición de equilibrio estático durante la realización de esta maniobra, la fuerza de sustentación es relacionada con el peso de la aeronave de la siguiente forma:

Ecuación 123. Condición de equilibrio en maniobra.

$$L \cos \Phi = W$$

Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA, 1992. Pág 326.

Es importante citar que para esta condición de desempeño, la altitud de la aeronave permanece constante, haciendo una curva nivelada.

Mediante la teoría presentada en el libro de L.E Miranda<sup>50</sup> se calcula la velocidad que proporciona el radio de curvatura mínimo para la aeronave.

---

<sup>50</sup> MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronautica. Trilha., CENGAGE LEARNING.

Ecuación 124. Velocidad para radio de curvatura mínimo.

$$V_{R\min} = \sqrt{\frac{4k(W/S)}{\rho(T/W)}}$$

Fuente: MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronautica.  
São Paulo 2013. Pág 175.

Se calcula también el factor de carga que proporciona el radio de curvatura mínimo.

Ecuación 125. Factor de carga para radio de curvatura mínimo.

$$n_{R\min} = \sqrt{2 - \frac{4kC_{D0}}{(T/W)^2}}$$

Fuente: MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronautica.  
São Paulo 2013. Pág 175.

Así, el radio de curvatura mínimo es calculado por la siguiente ecuación:

Ecuación 126. Radio de curvatura mínimo.

$$R_{\min} = \frac{4k(W/S)}{\rho g(T/W) \sqrt{1 - \frac{4kC_{D0}}{(T/W)^2}}}$$

Fuente: MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronautica.  
São Paulo 2013. Pág 175.

Y finalmente mediante la ecuación 127 se determina el ángulo permitido de inclinación de las alas.

Ecuación 127. Ángulo de inclinación.

$$\Phi = \arccos\left(\frac{1}{n_{R\min}}\right)$$

Fuente: MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronautica.  
São Paulo 2013. Pág 175.

Los resultados para el desempeño en curvatura se muestran en la tabla 35.

Tabla 35. Resultados de desempeño en Curva.

	Altitud		
Variable	Estantar	Pista	Operación
Td [N]	38,794	29,12	23,7
(Td/W)max	0,25	0,19	0,15
Velocidad req min [m/s]	10,05	13,15	16,16
Factor de carga req min	1,40	1,39	1,38
Radio de curvatura [m]	40,36	91,96	170,56
Ángulo permitido $\Phi$	44,8	44,6	44,4

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

### 6.13 DIAGRAMA V-n.

El diagrama V-n representa la manera gráfica para verificar las limitaciones estructurales de la aeronave en función de la velocidad de vuelo y del factor de carga al cual el avión está sometido.

El factor de carga es una variable representada por la aceleración de la gravedad, esto quiere decir que es evaluado en (g's). Básicamente un factor de carga  $n=2$  significa que para una determinada condición de vuelo la estructura de la aeronave está sometida a una fuerza de sustentación dada por el doble del peso. El cálculo del factor de carga se realiza preliminarmente por la siguiente ecuación.

Ecuación 128. Factor de carga para vuelo estático.

$$n = \frac{L}{W}$$

Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA 1992. Pág 334.

El cálculo para trazar el diagrama V-n se hizo mediante la metodología analítica sugerida en la norma FAR Part-23<sup>51</sup> considerando la categoría de aeronaves leves subsónicas.

El factor de carga límite depende del modelo y de la función de la aeronave. Para las aeronaves en operación en la actualidad, Raymer<sup>52</sup> sugiere la siguiente tabla para la determinación del factor de carga.

Tabla 36. Factores de Carga.

Modelo e aplicação	$n_{pos}$	$n_{neg}$
Pequeno porte	$2,5 \leq n \leq 3,8$	$-1 \leq n \leq -1,5$
Acrobático	6	-3
Transporte civil	$3 \leq n \leq 4$	$-1 \leq n \leq -2$
Caças militares	$6,5 \leq n \leq 9$	$-3 \leq n \leq -6$

Fuente: RAYMER, São Carlos, Brasil: 2014.

La ecuación para calcular el factor de carga máximo en la aeronave utilizada se perciben valores conocidos de la aeronave, como son el peso, el área del ala, la densidad del aire y el Coeficiente de sustentación máximo permitido para cada velocidad de vuelo.

Ecuación 129. Factor de carga máximo.

$$n_{max} = \frac{\rho V^2 S C_{Lmax}}{2W}$$

Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA 1992. Pág 334.

Un punto importante es determinar la velocidad de maniobra de la aeronave, que se representa por V\*. Un vuelo realizado en esta velocidad con un alto ángulo de ataque,  $C_L = C_{LMAX}$ , corresponde a un vuelo realizado con un factor de carga limite. Esa velocidad se determina mediante la ecuación:

<sup>51</sup> FEDERAL AVIATION REGULATIONS, Part 23 Airworthiness standarts: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes, USA.

<sup>52</sup> RAYMER, DANIEL, P., Aircraft design: a conceptual approach, AIAA, Washington, 1992.

Ecuación 130. Velocidad de maniobra.

$$V^* = \sqrt{\frac{2Wn_{max}}{\rho SC_{Lmax}}}$$
$$V^* = V_{stall} \sqrt{n_{max}}$$

Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA 1992. Pág 334.

La velocidad de crucero, según la norma, no debe exceder el 90% de la velocidad máxima de la aeronave, entonces:

Ecuación 131. Velocidad de crucero.

$$V_{cruise} = 0,9V_{max}$$

Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA 1992. Pág 334.

La velocidad de nunca exceder o velocidad crítica para la estructura de la aeronave es generalmente 25% mayor que la velocidad máxima.

Ecuación 132. Velocidad crítica.

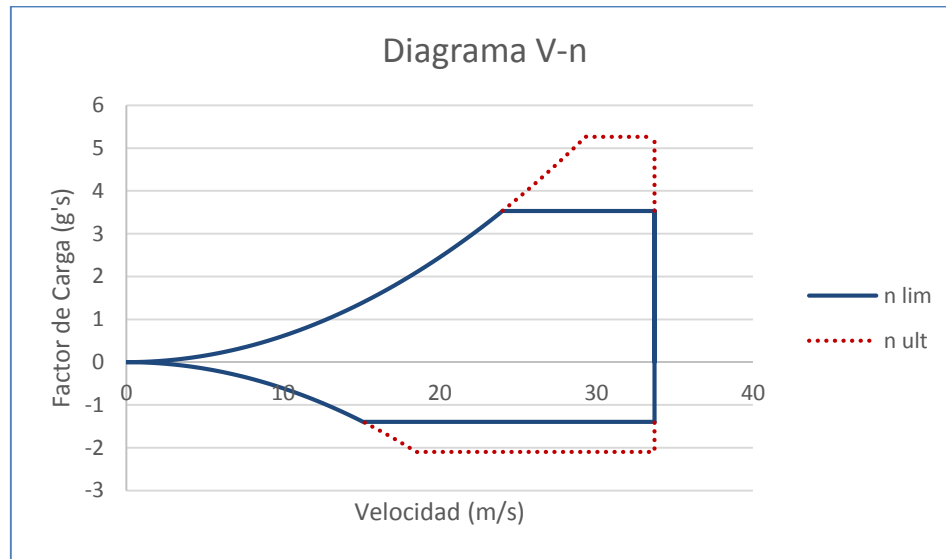
$$V_d = 1,25V_{max}$$

Fuente: Anderson J. Introduction to flight. EUA 1992. Pág 334.

Aplicando la ecuación 129, se obtiene el factor de carga para cada velocidad, hasta llegar al factor de carga límite de la aeronave. Igualmente se trazó el diagrama para coeficientes de sustentación negativos.

El límite estructural último se obtiene igualmente aplicando la ecuación 129 considerando la variación de velocidad de vuelo hasta que el valor del factor de carga máximo positivo y negativo sea obtenido. Entonces el diagrama V-n para la aeronave SOPKA se representa en la gráfica 51.

Gráfica 51. Diagrama V-n de maniobra.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores

Los resultados obtenidos de este diagrama se aprecian en la tabla 37.

Tabla 37. Resultados del diagrama V-n.

Variable	Valor
Factor de carga límite + [g's]	3,5
Factor de carga límite - [g's]	-1,4
Factor de carga último + [g's]	5,2
Factor de carga último - [g's]	-2,1
Velocidad de maniobra [m/s]	21
Velocidad de crucero [m/s]	26
Velocidad ultima [m/s]	33

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

## 7 COMPONENTES Y SISTEMAS DE NAVEGACIÓN.

Los conceptos que envuelven la planeación y ejecución de misiones serán mostrados brevemente, tomados del trabajo desarrollado por Costa.<sup>53</sup>

- Misión: Describe la operación de la aeronave que va a cumplir un objetivo específico, denominado, objetivo de misión. Antes de ejecutar cualquier misión, el UAV SOPKA es programado esencialmente para despegar, volar en cierta altitud con ruta y tiempo determinados, transmitiendo las informaciones de señales e imágenes captadas, las cuales podrán ser utilizadas para designar objetivos de reconocimiento y vigilancia, regresar para el lugar de despegue y aterrizar con seguridad. Existen alternativas para que la aeronave haga reconocimiento del terreno de operación, pudiendo utilizar paracaídas, para que pueda aterrizar en lugares diferentes al sitio de despegue, donde el espacio es limitado.
- Actitud de la aeronave: Dice respecto a su posición en los ejes vertical, longitudinal y transversal.
- Dirección: Técnica de control de posición del centro de masa de la aeronave.
- Pilotaje: Técnica que controla la actitud de la aeronave.
- Navegación: Sistema que recibe informaciones de datos de misión, puntos de ruta, maniobras básicas o posición de deflexión de los actuadores de la aeronave.
- Telemetría: Sistema de monitoreo en que los datos provenientes de los sensores embarcados en la aeronave son enviados para la estación en suelo.
- Telecomandos: Posición y accionamiento de cámaras fotográficas y de vídeo, sensores infrarrojos, etc.

---

<sup>53</sup> COSTA, G. S. Utilização da Verificação de Modelos para o Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não-Tripulados. 2008. Dissertação. Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro.



## 7.1 CONSTITUCIÓN DEL VEHÍCULO.

Según Pereira<sup>54</sup>, el UAV puede ser constituido de los siguientes subsistemas:

- Actuación: Controla los actuadores para que la velocidad de rotación de ellos o la inclinación adecuada de las superficies de deflexión corresponda a la referencia generada por el sistema de pilotaje y control.
- Soporte: Verifica su estado inicial y hace el monitoreo continuo del estado del vehículo con la intuición de detectar fallas de hardware y errores en el comportamiento, para así activar acciones correctivas y evitar la pérdida del vehículo.
- Energía: Distribuye la energía disponible a bordo.
- Carga Útil: Son dispositivos variados de sensores y actuadores, como cámaras de vídeo, espectrómetro de masas, sensores de temperatura, etc., para recopilar muestras del terreno.
- Comunicación: Hace la comunicación entre los sistemas y el vehículo o entre el operador y el vehículo.
- Interface Persona-Sistema: El operador puede definir la misión, especificar restricciones operacionales, autorizar algunas operaciones e intervenir, por lo menos, en las operaciones de despegue y aterrizaje, además de eso, puede interpretar informaciones y algunos procesos de decisión.
- Ejecutor: Recibe los datos que continuamente son generados por os sensores, validando continuamente la necesidad de replantear la misión, pudiendo recurrir a la interface Persona-Sistema para completar las tareas.
- Datos sensoriales y de percepción: Selecciona, integra e interpreta los datos de los sensores locales y de funcionamiento en red para producir una representación del estado del ambiente, de la ejecución de la misión y del vehículo que van a ser utilizadas por el plan de misión y por el operador de la aeronave.

---

<sup>54</sup> PEREIRA, F. L. Sistemas e Veículos Autónomos Aplicação na Defesa. Instituto de Defesa Nacional, 2005.

- Monitoreo y diagnóstico: Recoge, integra e interpreta información sensorial relativa al estado del vehículo, incluyendo detección e identificación de fallas. Esta información podrá ser utilizada para gestionar recursos en la ejecución de la misión.

## 7.2 CLASIFICACIÓN DE UAV's.

Los UAV's pueden ser usados para diversas aplicaciones, como fue citado en la sección introductoria, dependiendo de su tamaño, costo, dispositivos que transportan, como sensores meteorológicos como es el caso, sensores radioactivos y químicos, cámaras de vídeo, láser, materiales bélicos, entre otros. Su nivel de complejidad puede ser clasificado en tres tipos<sup>55</sup>:

- Tipo I: En ese sistema, los vuelos son controlados con visión directa de la aeronave utilizando radios convencionales. Son utilizados en aeromodelos convencionales equipados con cámaras fotográficas o de vídeo. Los sistemas tipo I poseen funcionalidad mínima, menor costo y mayor facilidad de montaje.
- Tipo II: En ese sistema, los vuelos son controlados sin visión directa, a través de un computador que recibe imagen de la aeronave en tiempo real. La aeronave debe estar equipada con instrumentos a bordo para que sea posible pilotar y obtener fotografías aéreas con referencia geográficas.
- Tipo III: En ese sistema, los vuelos son autónomos con pequeña o ninguna interferencia de piloto. Estos son iguales al sistema tipo II, por lo tanto poseen equipos con software adicional para permitir el vuelo autónomo.

## 7.3 SISTEMA DE CONTROL DE VUELO.

El sistema de control de vuelo es un conjunto de sistemas computacionales, divididos en módulos, que permite determinar y controlar la actitud y posición del vehículo al ejecutar la misión.

Los módulos pueden ser divididos en estación de suelo y estación embarcada (piloto automático) siendo esta compuesta por el sistema de navegación y sistema de control.

---

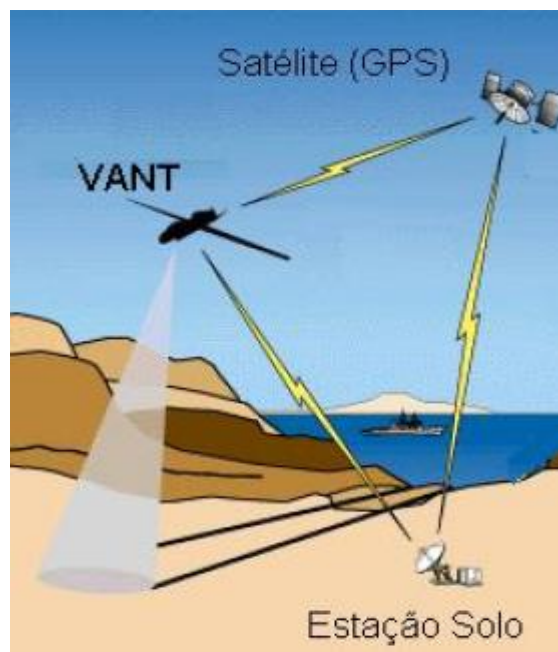
<sup>55</sup> SOUZA B. S. Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos. 2008. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá.

Según Sampaio<sup>56</sup>, su modo de operación puede ser de tres tipos:

- Pilotado (Pilot-In-Control): El vehículo realiza un vuelo manual controlado por el operador vía radio-control.
- Remotamente Pilotado: Es un modo de operación semiautónomo, en que el sistema de control de vuelo tiene apenas la función de estabilizar el vehículo y la navegación es realizada por el piloto de manera manual.
- Autónomo: Es el modo en que las funciones de los sistemas de control y de navegación son realizados automáticamente.

La comunicación entre las estaciones es hecha vía ondas electromagnéticas, de manera en que la estación de suelo envía señales para el piloto automático y este recibe y envía señales para los satélites (GPS) y para la estación en tierra como se ve en la figura 70. Esta comunicación puede ser dividida en las categorías de: Navegación, Telemetría, Telecomandos y Monitoreo.

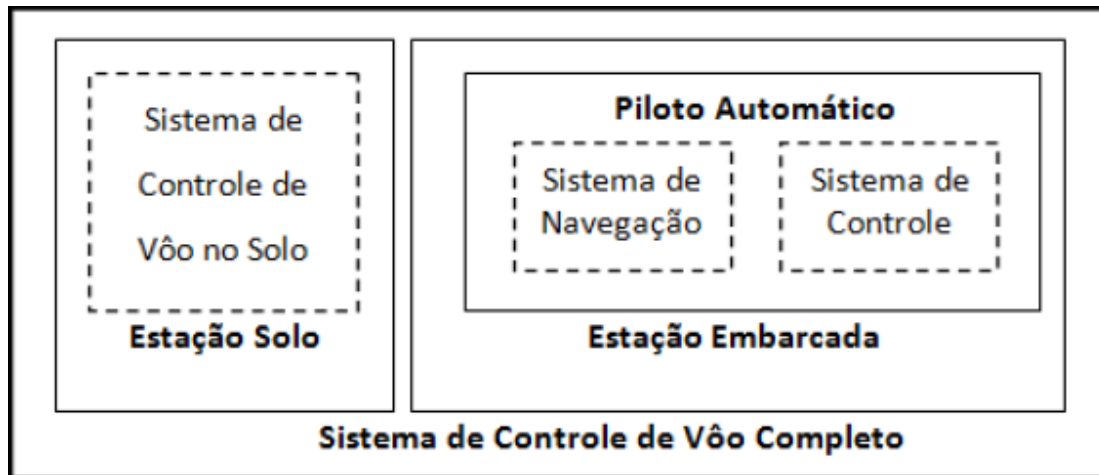
Figura 70. Enlace de comunicación entre la estación en tierra y el UAV.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Sampaio

<sup>56</sup> SAMPAIO, R.P. Sistema de Controle de Atitude Embarcado para vôo autônomo de aviões em escala.2006. Dissertação (Mestrado) – Escola Politécnica e Instituto de Matemática, Universidade Federal da Bahia, Salvador.

Figura 71. Arquitectura del sistema de control de vuelo.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Sampaio

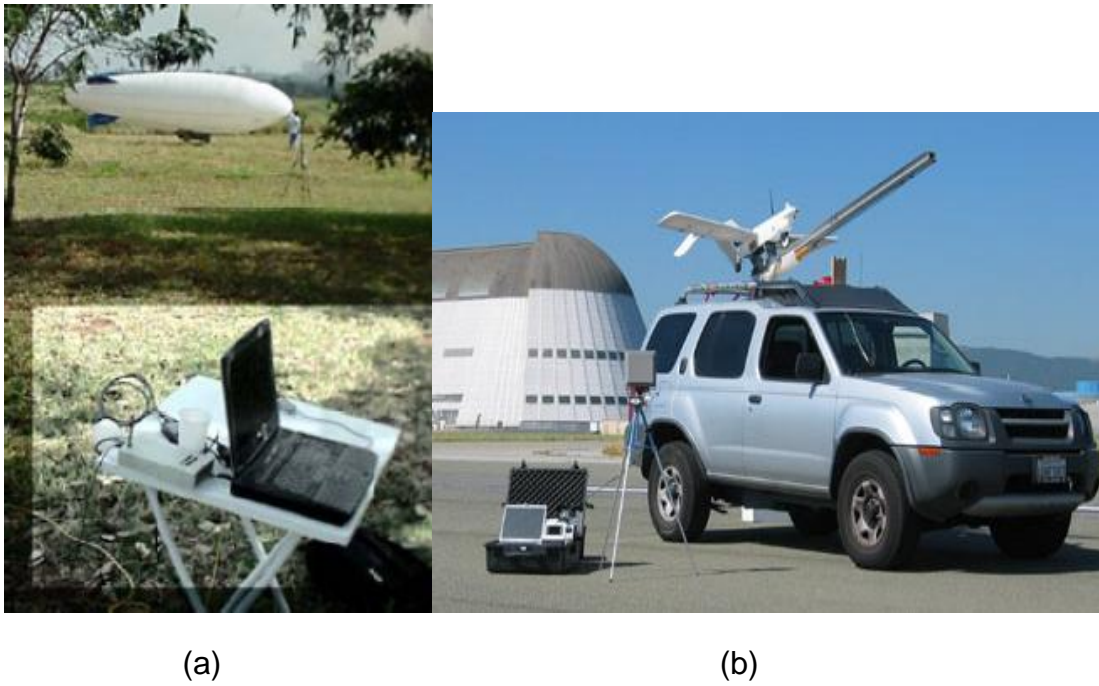
### 7.3.1 ESTACIÓN EN TIERRA.

Compuesta por un computador, consola de piloto (Comando RC), antena y caja de estación en tierra la cual está conectada a los componentes mencionados anteriormente.

En la estación en tierra, el usuario define la misión, a través de un plano de vuelo, determinando las tareas y la ruta que el vehículo ira a ejecutar pudiendo ser modificadas en cualquier momento por el usuario. Este recibe y envía informaciones para el piloto automático.

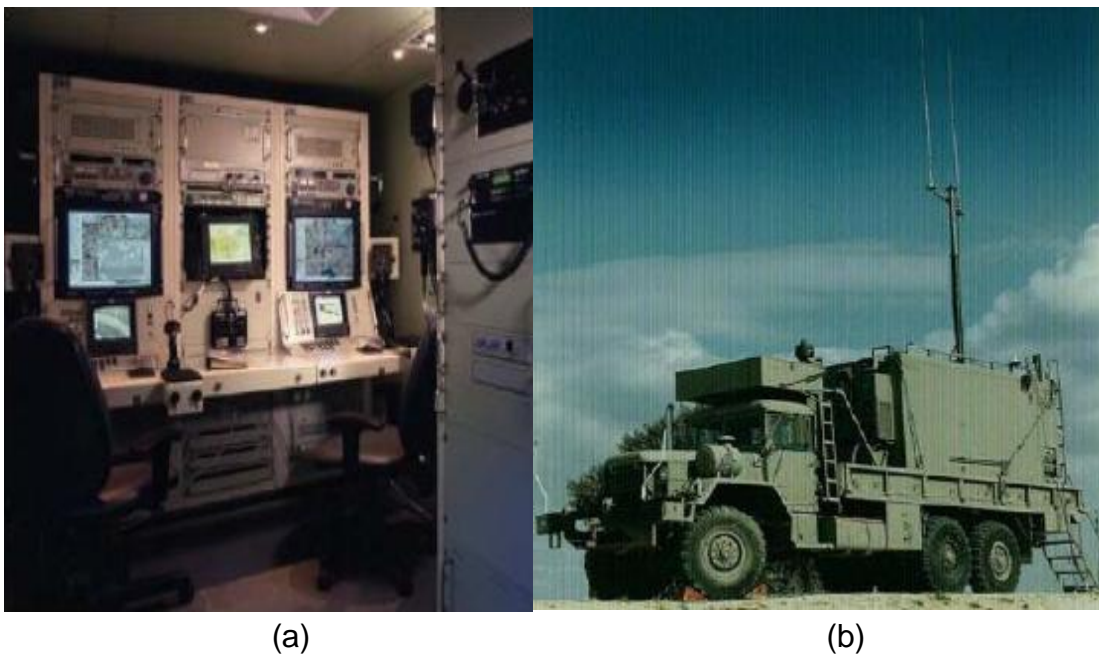
Algunos ejemplos de estaciones en tierra son mostradas en las siguientes figuras, usadas en el sistema de control de UAV's de carácter militar y civil.

Figura 72. Estación en tierra (a) AURORA CTI (b) UAV MLB BAT.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Sampaio.

Figura 73. (a) Sistema de Control UAV (b) Estación en tierra militar.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Sampaio

### 7.3.2 PILOTO AUTOMÁTICO.

Es un computador a bordo que tiene la función de controlar y orientar el vehículo a través del Sistema de control y del sistema de navegación, este recibe el plano de vuelo de la estación en tierra y hace la lectura de las informaciones provenientes de los sensores (GPS, Giroscopio, altitud, etc.) y envía para que los actuadores realicen la maniobra que este programada.

#### 7.3.2.1 SISTEMA DE CONTROL.

Es el sistema que recibe las informaciones de los sensores y del sistema de navegación, permitiendo que el vehículo mantenga la estabilidad y también sea capaz de ejecutar maniobras de corrección de ruta a través de las superficies de comando. El sistema de control tiene como función<sup>57</sup>:

- Control de velocidad: Consiste en mantener la velocidad constante y programarla a través del ajuste de la potencia del motor, por medio de un sistema de control de flujo de combustible automático (Auto-Throttle)
- Control de Ruta: Consiste en maniobrar la aeronave en respuesta a los datos provenientes del sistema de navegación para alcanzar y mantener la ruta deseada. La orientación lateral se hace por medio del sistema de navegación y la orientación vertical es obtenida a través de sensores y controlada por un sistema de mantenimiento de altitud y de la razón de ascenso. Los comandos de maniobra son introducidos como entrada de altitud y posición en el piloto automático.
- Aumento de estabilidad: Consiste en amortiguar las respuestas de las ráfagas de viento, mejorando la calidad de pilotaje manual de la aeronave y la coordinación de sus maniobras. Este es empleado en vuelos que deben ser extremadamente seguros o que se presenten maniobras bruscas.
- Mantener actitud de vuelo: Controla la orientación de la aeronave manteniendo su actitud de vuelo previamente seleccionada, a través del suministro de información por giroscopios (vertical y direccional) o por plataforma inercial.

---

<sup>57</sup> KAYTON, M.; FRIED, W. R. Avionics Navigation Systems. John Wiley & Sons, 1997. 773p.

### 7.3.2.2 SISTEMA DE NAVEGACIÓN.

Es el sistema que determina el estado del UAV suministrando a la estación en tierra la posición actual y de destino de la aeronave, las velocidades tanto lineal como angular y la actitud de la aeronave, este verifica continuamente las informaciones dadas por los sensores (altitud, GPS, Dirección, etc.) y calcula maniobras de corrección de ruta, caso se presente la necesidad enviando la información para el sistema de control.

La navegación puede ser realizada por algunos métodos presentados a continuación:

- Corrección de posición: La posición del vehículo es corregida en relación a un punto de referencia.
- Navegación inercial: Es un sistema que determina la posición y velocidad a partir de la aceleración, la cual es obtenida por sensores internos y la velocidad es calculada por un proceso matemático de integración.
- GPS: Es un sistema de radio navegación a través de satélites, en que es conocida la posición del conjunto de satélites en relación a un referencial inercial y así se obtiene la posición en relación a ese conjunto.
- Radio-Navegación: La posición del vehículo es determinada midiendo el tiempo que una onda electromagnética va de un transmisor en tierra, hasta un receptor contenido en la aeronave.
- Dead Reckoning: Para determinar la nueva posición, se toma la última posición conocida del vehículo y la media de la velocidad y la dirección, se hace una descomposición de la velocidad en las direcciones norte y oeste las cuales serán convertidas en medidas angulares (latitud y longitud) y entonces son adicionadas la posición inicial para obtener la posición actual.

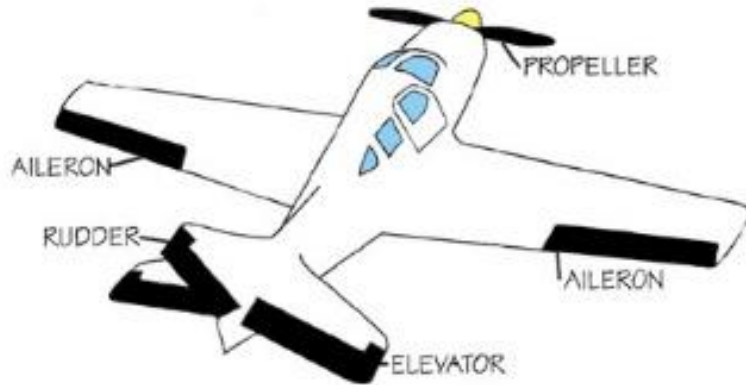
Para este caso, la aeronave SOPKA contara con el sistema de corrección de posición a través de navegación inercial y GPS.

### 7.3.3 ACTUADORES.

Son servos de pilotaje (eléctricos o hidráulicos) que ejecutan los comandos suministrados por el sistema de control para actuar en las superficies de control, las cuales permiten la estabilidad del vehículo.

La figura 73, muestra las principales superficies de control del vehículo.

Figura 74. Ubicación de superficies de control en aeronave común.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Avioners.net

- Propeller: Suministra la tracción para la aeronave
- Aileron: Controla la rotación de la aeronave en relación al eje longitudinal.
- Rudder: Controla la dirección de la aeronave sobre su eje vertical.
- Elevator: Responsable por el movimiento del avión sobre su eje lateral.

## 7.4 SISTEMAS DE CONTROL EN EL MERCADO.

Actualmente existe una variedad de empresas que desarrollan pilotos automáticos capaces de ejecutar las diversas misiones impuestas para este tipo de vehículo, a continuación se describe el piloto automático que se seleccionó para la aeronave SOPKA.

### 7.4.1 KESTREL.

El piloto automático Kestrel 2.2X, es proyectado para mini y pequeños vehículos, es alimentado por un procesador de 8 bits y 28 MHz, contiene un conjunto de sensores utilizados por el software para medir y estimar los estados de la aeronave. La comunicación digital permite enviar el estado de

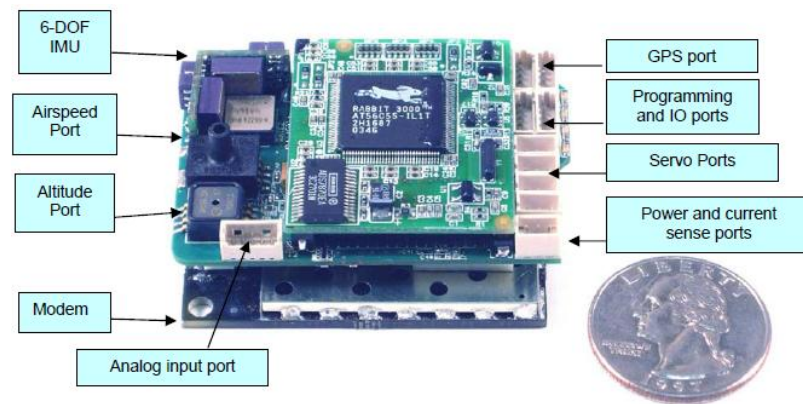


telemetría en tiempo real para la estación en tierra y recibir comando de vuelo.

Posee entrada de GPS en la placa de piloto automático (opcional) y suministra informaciones por navegación inercial. Además de eso, posee varios puertos para conectar cargas pagas adicionales.

El piloto automático controla el avión con cuatro “Estándar RC hobby”. Si más servos son necesarios para la misión, una placa de servo extensor puede ser usada. La figura 74 muestra los puertos del piloto automático Kestrel con el modem conectado.

Figura 75. Piloto automático Kestrel 2.2x con modem AC4490.



Fuente: Kestrel autopilot system; User guide, EUA.

Este piloto automático incluye todos los sensores necesarios (datos de aire, radio inercial, GPS) y soporta tres modos de vuelo: Control manual, autónoma y de estabilidad de dirección autónoma, además de eso, puede soportar Plug-and-play de periféricos, incluyendo cámaras de vídeo, transponder, magnetómetro y altímetro laser.

## 7.5 INSTRUMENTOS A BORDO.

Los instrumentos a bordo pueden ser divididos en dos categorías, los que indican las condiciones operacionales de la aeronave como los indicadores de temperatura y rotación del motor, indicadores de presión de aceite y de gases de escape y los que indican las características de vuelo y posición de

la aeronave en el espacio como GPS, indicador de velocidad de aire, barómetro, entre otros.<sup>58</sup>

## 7.6 SISTEMA DE CONTROL DE VUELO DEL UAV SOPKA.

Para que la aeronave destinada a volar sobre un volcán sea capaz de cumplir con la misión establecida, debe tener un piloto automático que cumpla con los requisitos de la misión, así fue seleccionado aquel piloto automático (Kestrel) que más se adecua al UAV SOPKA, considerando también su costo, las características del piloto automático, la estación en tierra, la cámara y el espectrómetro de masas se presentan a continuación:

Tabla 38. Dispositivos usados en el control y comunicación.

Dispositivo	Cantidad
Kestrel Autopilot con manómetro	1
Furuno GH-81 con GPS a bordo	1
Antena Maxstream Modem 1W	1

Fuente: Procerus technologies. Product Price Sheet; Autores.

Tabla 39. Sensor de altitud.

Láser (Altímetro para aterrizaje automático)	
Material	Cantidad
AGL Sensor, Laser, 1Hz, RS232	1

Fuente: Procerus technologies. Product Price Sheet; Autores.

Tabla 40. Dispositivos de comunicación.

Transponder	Cantidad
Transopnder, MicroAir T2000 UAV-S	1
Antena (Transponder)	1

Fuente: Procerus technologies. Product Price Sheet; Autores.

Tabla 41. Estación en tierra.

Material	Cantidad
Kit de estación en tierra	1
Consola de piloto (Desk Top GS)	1

Fuente: Procerus technologies. Product Price Sheet; Autores.

<sup>58</sup> NERIS, L.O. Um Piloto Automático para as aeronaves do projeto ARARA. 2001. Dissertação (Mestrado) – Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo, São Carlos.

Tabla 42. Dispositivo para lectura de imagen.

Cámara TASE GIMBAL	Resolución de Imagen	Lentes	HFOV**(Grados)
EO: Sony FCB	380K pix	20.8x Optical	52° - 2.5°
Kit Gimbal Tase Duo			

Fuente: Procerus technologies. Product Price Sheet; Autores.

Figura 76. Estación en tierra.



Fuente: Procerus technologies. Product Price Sheet; Autores.

Figura 77. Cámara TASE 150.



Fuente: Procerus technologies. Product Price Sheet; Autores.

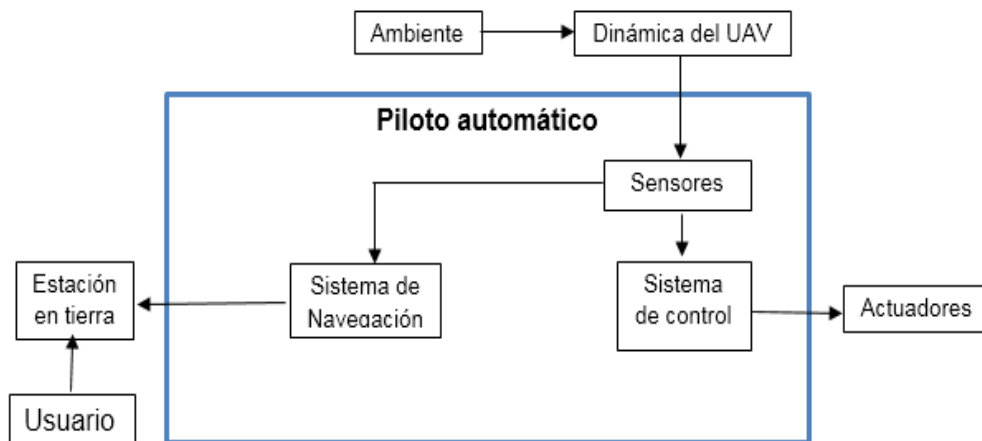
## 7.7 CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL DEL UAV.

El principio del funcionamiento del sistema de control de vuelo del UAV SOPKA puede ser descrito de la siguiente manera: El usuario define previamente o actualiza durante el vuelo un conjunto de operaciones en el computador en tierra, entonces los datos de la misión serán enviados para el sistema de navegación que a recibir los datos de los sensores y generar una evaluación del estado de la aeronave.

En respuesta a los comandos de ese sistema, el sistema de control acciona las superficies de control para estabilizar y mantener la velocidad y actitud de vuelo del vehículo.

Los sensores permiten que el UAV reconozca el ambiente para con eso determinar el estado de la aeronave en relación al mismo. A partir de esa información él consigue determinar cuáles acciones serán necesarias para realizar una determinada tarea con el objetivo de alcanzar la misión de la aeronave.

Figura 78. Arquitectura del piloto automático.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

## 8 ESTABILIDAD.

Estabilidad es definida como una propiedad de un estado de equilibrio, siendo el equilibrio estable cuando un cuerpo es ligeramente perturbado en cualquier grado de libertad y es capaz de retornar a su estado inicial.<sup>59</sup>

Para iniciar el estudio de estabilidad, el peso y balance de la aeronave es muy importante para determinar la posición del centro de gravedad de la misma.

### 8.1 POSICIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD.

Para estimar la posición inicial del CG, fue utilizado el método planteado por Stinton<sup>60</sup>, que se trata de un método estadístico que evalúa diversas aeronaves y establece una estimativa de peso y posición en componentes de la aeronave. Para efectos de cálculo, en esta sección las unidades son en sistema Inglés.

Para los cálculos del UAV SOPKA, fue necesario modificar levemente la metodología utilizando el libro de Kumar<sup>61</sup> para una estimación rápida de los pesos de las diferentes partes de la aeronave dirigida para aeronaves pequeñas operando con motor a pistón, de acuerdo con lo planteado por Kumar.

Tabla 43. Fracción de peso para aeronaves pequeñas.

Grupo	Ecuación	Porcentaje.
Ala	$M_W = M_T * P_W$	11%
Empenaje tipo V	$M_{VT} = M_T * P_{VT}$	5%
Fuselaje	$M_{FU} = M_T * P_{FU}$	12%
Grupo moto-propulsor	$M_{UC} = M_T * P_{UC}$	14%
Controles de vuelo	$M_{INS} = M_T * P_{INS}$	1.5%
Avionica	$M_{AV} = M_T * P_{AV}$	8%

Fuente: AJOY, Aircraft Design Table 8,1 pag 235.

Los ejes considerados son:

- Z: Eje de simetría del avión.
- Y: Altura a partir de la línea de referencia.

<sup>59</sup> ETKIN, B. Dynamics of flight Stability and Control. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1959.

<sup>60</sup> STINTON, D. The Design of the Airplane, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, USA, 2001.

<sup>61</sup> AJOY, K, KUNDO. Aircraft Design, Cambridge Aerospace Institute., Cambridge UK

- X: Posición horizontal a partir de la nariz de la aeronave.

El peso de los otros componentes, fue determinado por el centro de gravedad de cada uno de ellos utilizando el Software SolidWorks.

A continuación se muestra una figura con los componentes internos de la aeronave SOPKA y su respectiva posición del centro de gravedad de cada uno de ellos.

Figura 79. SOPKA y sus componentes.



Fuente: SolidWorks, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Así, el peso de los componentes junto con su respectivo momento generado tanto en el eje X y Y se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 44. Pesos de Componentes de la aeronave.

Grupo	W [N]	CG x	CG Y	Momento X [N*m]	Momento X [N*m]
W <sub>wing</sub>	16,90316	0,8382	0,05588	14,16823	0,944549
W <sub>tail</sub>	8,8964	1,6002	0,214884	14,23602	1,911694
W <sub>fus</sub>	18,23762	0,60198	-0,0061	10,97868	-0,11118
W <sub>tren principal</sub>	8,00676	0,9525	-0,18618	7,626439	-1,49071
W <sub>tren secundario</sub>	4,4482	0,4572	-0,19177	2,033717	-0,85303
W <sub>eng</sub>	22,241	1,1938	0,030734	26,55131	0,683555
W <sub>fuel</sub>	35,5856	1,016	-0,01727	36,15497	-0,61463
W <sub>flight controls</sub>	2,268582	0,5588	0	1,267684	0
W <sub>aviónica</sub>	13,3446	0,313944	0	4,189457	0
W <sub>cam</sub>	8,807436	0,6731	-0,10084	5,928285	-0,88812
W <sub>parachute</sub>	3,55856	0,9652	0,058166	3,434722	0,206987
W <sub>barras</sub>	4,4482	1,2446	0,06858	5,53623	0,305058
W <sub>misc</sub>	2,2241	1,524	0	3,389528	0
Total	153,4184			137,529	0,094161

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

A partir de los datos suministrados en la tabla anterior, se calcula el centro de gravedad de la aeronave por medio de la siguiente ecuación:

Ecuación 133. Posición del centro de gravedad.

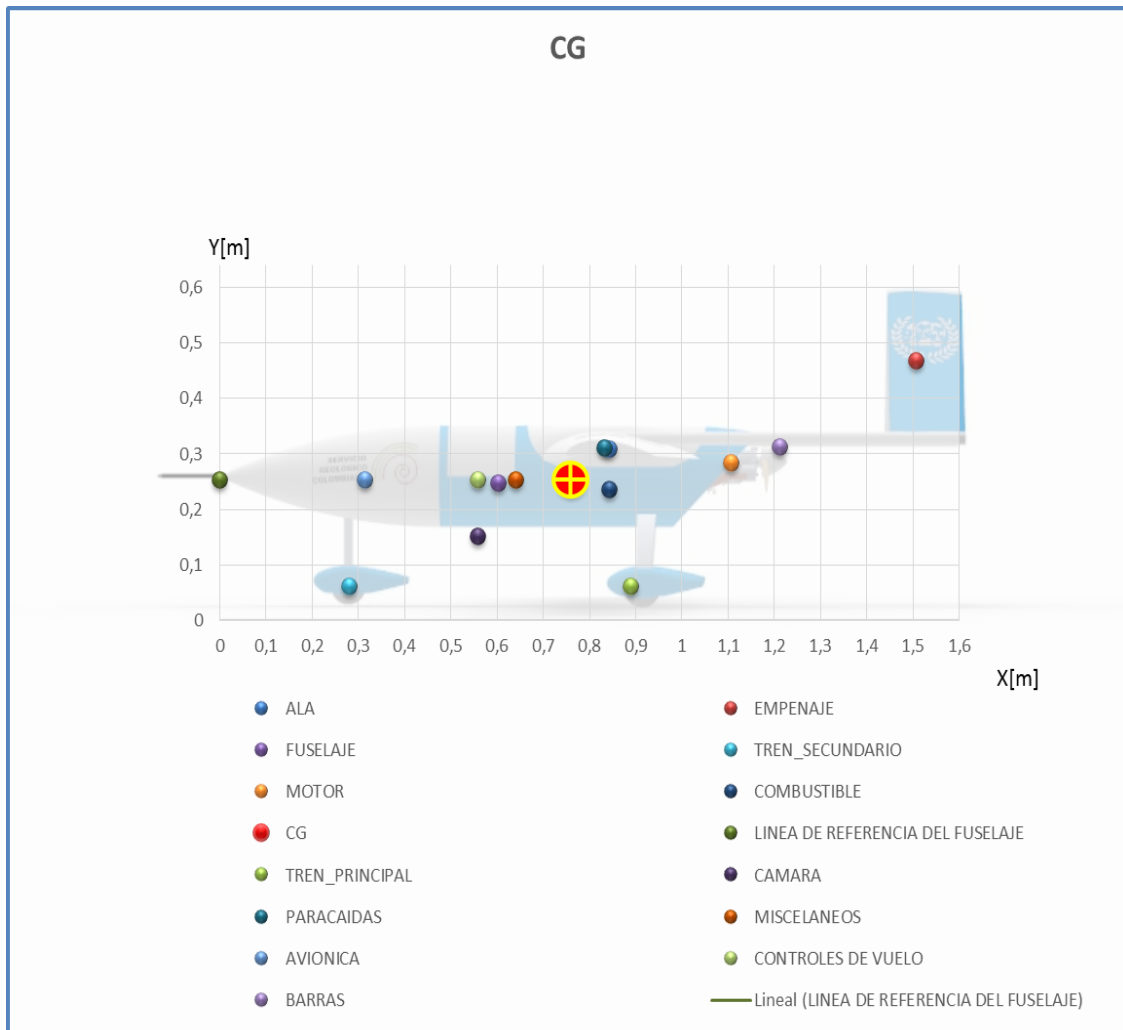
$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum W \cdot d}{\sum W}$$

Fuente: Miranda. L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica.  
São Paulo. 2013. Pág 186.

La posición del centro de gravedad con respecto a la línea de referencia ubicada en la nariz de la aeronave es 0,76 metros.

En la gráfica 52 se muestra la estimación del centro de gravedad en la vista lateral de la aeronave.

Gráfica 52. Posición del Centro de gravedad en el UAV SOPKA.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Una vez determinada la posición del centro de gravedad, se representó este en función de la cuerda media aerodinámica:

Ecuación 134. Centro de gravedad en función de la cuerda aerodinámica.

$$CG\%_{\bar{c}} = \frac{(\bar{x}_{CG} - x_w)}{\bar{c}} 100\%$$

Fuente: Miranda. L. E. Fundamentos da engenharia aeronáutica. São Paulo. 2013. Pág 187.

Reemplazando los valores obtenidos en la tabla 45, la posición del centro de gravedad en función de la cuerda es de 20,28% que según la teoría un



centro de gravedad localizado entre el 20% y 35% de la cuerda es posible obtener buenas cualidades de estabilidad y control.

## 8.2 ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL.

Garantizar la estabilidad estática de una aeronave es garantizar que la aeronave responda de forma restauradora a cualquier perturbación. Una forma de identificar si la aeronave es estable estáticamente es a través de la derivada del coeficiente de momento. Se parte del principio que la aeronave es estable si la derivada del coeficiente de momento por ángulo de ataque es negativa, entonces:

Ecuación 135. Derivada del coeficiente de momento.

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

La aeronave también es estable si la margen estática es positiva, o sea, si el centro de gravedad esté al frente del punto neutro de la aeronave.

Para determinar la estabilidad estática longitudinal del UAV SOPKA se realizó estudio de estabilidad para cada una de las superficies, hasta llegar a la aeronave completa.

### 8.2.1 ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL DEL ALA.

Para evaluar la contribución del ala en la estabilidad longitudinal estática de la aeronave, fue necesario el cálculo de los momentos generados alrededor del centro de gravedad de la aeronave, debida a las fuerzas de sustentación y arrastre, además de considerar el momento alrededor del centro aerodinámico del ala. Así aplicando la teoría propuesta por Etkin se tiene:

Ecuación 136. Momento generado por el ala.

$$C_{MCGW} = C_{Mac} + C_L \left( \frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

La variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque del ala se calcula por la siguiente ecuación:

Ecuación 137. Variación del coeficiente de sustentación.

$$C_L = C_{L0} + a \cdot \alpha_w$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

Sustituyendo la ecuación 137 en la ecuación 136 y aplicando las condiciones necesarias para garantizar la estabilidad longitudinal estática es posible observar que el coeficiente de momento para la aeronave en la condición de ángulo de ataque cero es:

Ecuación 138. Coeficiente de momento del ala.

$$C_{M0w} = C_{Mac} + C_L \left( \frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

Y el coeficiente angular de la curva de momentos generados por el ala alrededor del centro de gravedad está dado por:

Ecuación 139. Derivada de momento respecto al ángulo del ala.

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = C_{M\alpha w} = a \left( \frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

Analizando la ecuación anterior es posible observar que para el coeficiente angular sea negativo y por lo tanto contribuir positivamente para la estabilidad longitudinal estática de la aeronave es necesario que el centro de gravedad este localizado al frente del centro aerodinámico, esto generalmente no ocurre, puesto que para que la aeronave sea estable el centro de gravedad debe estar al frente del centro aerodinámico, por lo tanto el ala sola se caracteriza por ser un componente desestabilizante en la aeronave, por eso la importancia de la presencia de la superficie horizontal del empenaje.

Aplicando la ecuación 137 y 138, utilizando los valores obtenidos del ala en la sección de aerodinámica presentadas en la siguiente tabla se calcula la variación del coeficiente de momento en función del ángulo de ataque.

Tabla 45. Datos para estabilidad estática longitudinal del ala.

Datos para Estabilidad del ala.	
Coeficiente de sustentación para 0°	0,85
Coeficiente angular del ala	0,0806
Coeficiente de momento a 0°	-0,238
Cuerda media aerodinámica	0,270 m
Distancia al centro de gravedad	0,150 m
Distancia al centro aerodinámico	0,118 m

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Las distancias al centro de gravedad y al centro aerodinámico son tomadas desde el borde de ataque de la superficie alar.

Entonces los valores de  $C_{MOW}$  y  $C_{M\alpha W}$  son: -0,138 y 0,0095 respectivamente. Por lo tanto, la ecuación que define la variación del coeficiente de momento en función del ángulo de ataque es:

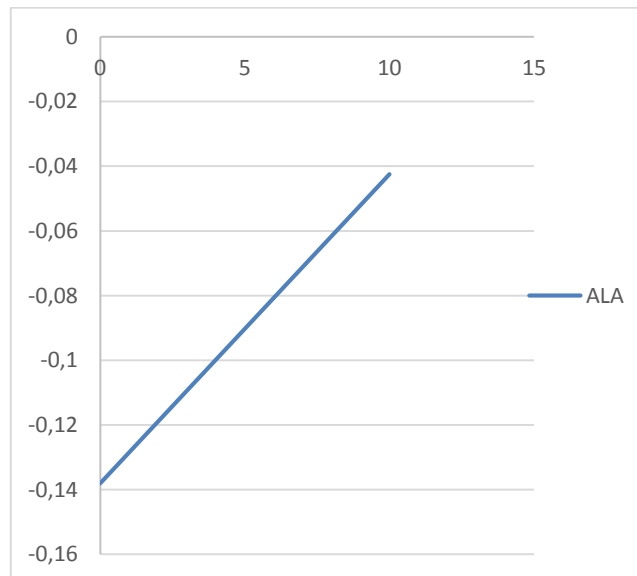
Ecuación 140. Contribución del ala en la estabilidad estática.

$$C_{MCGW} = C_{M0W} + C_{M\alpha W} \cdot \alpha$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

En la gráfica 53, se traza la contribución alar en la estabilidad estática longitudinal en función del ángulo de ataque.

Gráfica 53. Ala en la estabilidad estática longitudinal.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Como se mencionó anteriormente es posible observar en la gráfica 53 que el ala aislada posee un efecto desestabilizante en la aeronave, ya que ninguno de los dos criterios necesarios son atendidos, en otras palabras, el primer punto de la curva es negativo y el coeficiente angular es positivo contribuyendo de manera negativa para la estabilidad de la aeronave. En la siguiente sección se presenta la solución del modelo matemático para evaluar la contribución del empenaje en la estabilidad de la aeronave.

### 8.2.2 ESTABILIDAD LONGITUDINAL TIMÓN DE PROFUNDIDAD.

Como la superficie horizontal del empenaje está montada en la aeronave en una posición atrás del ala, es importante observar algunos criterios importantes para garantizar el control de la aeronave, pues, en esa condición de montaje, el empenaje está sujeto a dos principales efectos de interferencia que afectan directamente su aerodinámica, esos efectos son:

- 1) Debido al flujo inducido en el ala, el viento relativo que actúa en la superficie horizontal del empenaje no posee la misma la dirección del viento relativo que actúa en el ala.
- 2) Debido a la fricción de la superficie y al arrastre de presión actuantes sobre el ala, el flujo que llega al empenaje posee una velocidad menor que el flujo que actúa sobre el ala, y por lo tanto la presión dinámica en el empenaje es menor que la presión dinámica que actúa en el ala.

La ecuación para calcular el coeficiente de momento en función del ángulo de ataque del estabilizador horizontal está en función de una variable  $\eta_t$  llamada de eficiencia de empenaje que es oriunda de la relación entre la presión dinámica del ala y la presión dinámica actuante en la superficie del empenaje, esta condición representa la interferencia de estera de vórtices del ala sobre el empenaje. En ese punto la presión dinámica actuante en el empenaje es menor que la presión dinámica del ala debido a la reducción de velocidad en el flujo que llega al empenaje. En general la eficiencia del empenaje corresponde a un valor comprendido entre 80% y 95% dependiendo de la localización del empenaje en relación al ala.<sup>62</sup> Al ser un empenaje tipo V invertido la eficiencia del empenaje tomo el valor de 90%.

La adición del empenaje en la aeronave contribuye significativamente para la obtención de un coeficiente de momento  $C_{M0}$  positivo, resultante de la aeronave, esa condición puede ser obtenida con el ajuste del ángulo de incidencia del estabilizador horizontal  $i_t$ .

---

<sup>62</sup> MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronautica. Trilha., CENGAGE LEARNING.

Para el caso presentado anteriormente en relación al ala de la aeronave la contribución del coeficiente de momento es negativa, así es muy importante observar que cuando el estabilizador es montado con un ángulo negativo en relación a una línea de referencia del fuselaje, este contribuye de manera positiva para la obtención de un coeficiente de momento total positivo para la aeronave y un coeficiente de momento alar negativo, lo que garantiza la estabilidad longitudinal estática.

Así las ecuaciones utilizadas para el cálculo de la contribución del empenaje son:

Ecuación 141. Coeficiente de momento del empenaje.

$$C_{M0t} = V_H \eta_t a_t \cdot (i_w - i_t + \varepsilon_0)$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

Ecuación 142. Derivada de momento respecto al ángulo del empenaje.

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = C_{Mat} = -V_H \eta_t a_t \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

El cálculo para el coeficiente angular de ataque inducido al ser un valor que es muy complicado de obtener analíticamente y que es determinado generalmente en experimentos, la expresión que se aproxima es:

Ecuación 143. Coeficiente angular de ataque inducido.

$$\varepsilon_0 = \frac{57,3 * 2C_{L0}}{\pi AR}$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

Para calcular el efecto de downwash o mudanza del ángulo de ataque inducido en función del ángulo de ataque se determinó a partir de la derivada de la ecuación 143, así:

Ecuación 144. Downwash.

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{57,3 * 2a}{\pi AR}$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

Por fin, en la siguiente tabla se muestran los valores utilizados para el cálculo de la contribución del estabilizador horizontal:

Tabla 46. Datos para estabilidad estática longitudinal del empenaje.

Datos para contribución del empenaje en estabilidad estática longitudinal	
Volumen del empenaje $V_H$ (adm)	0,6
Eficiencia del empenaje $\eta_t$	0,9
Coeficiente angular del empenaje $a_t$	0,0814°
Ángulo de incidencia del ala	0,5°
Ángulo de incidencia del empenaje	-2°
Coeficiente angular inducido	2,81°
Efecto de downwash	0,2673

Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Entonces los valores de  $C_{M0t}$  y  $C_{Mat}$  son: 0,234 y -0,032 respectivamente. Por lo tanto, la ecuación que define la variación del coeficiente de momento en función del ángulo de ataque es:

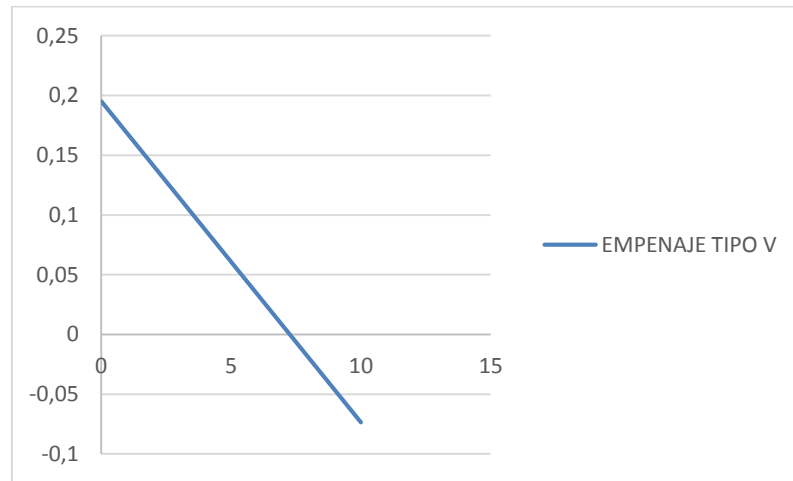
Ecuación 145. Contribución del empenaje en estabilidad estática.

$$C_{MCGt} = C_{M0t} + C_{Mat} \cdot \alpha$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

En la gráfica 54, se traza la contribución del empenaje en la estabilidad estática longitudinal en función del ángulo de ataque.

Gráfica 54. Empenaje tipo V en la estabilidad estática longitudinal.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Con base en el análisis realizado, es posible verificar que el estabilizador posee contribución positiva para garantizar la estabilidad longitudinal estática de la aeronave, ya que según los resultados los criterios necesarios son cumplidos.

### 8.2.3 ESTABILIDAD LONGITUDINAL ESTÁTICA TOTAL.

Generalmente en aeronaves de pequeño porte como es el caso, la contribución del fuselaje en la estabilidad longitudinal estática es pequeña y en algunos casos puede ser despreciada durante el cálculo de la aeronave completa, al despreciar los efectos del fuselaje, el cálculo queda mucho más simple y ofrece un resultado con un margen de error entre 2% y 6%.<sup>63</sup>

Según lo anterior, para el cálculo de la aeronave completa se utilizan las siguientes ecuaciones:

Ecuación 146. Coeficiente de momento del avión.

$$C_{M0\alpha} = C_{M0w} + C_{M0t}$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

---

<sup>63</sup> MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronautica. Trilha., CENGAGE LEARNING.

Ecuación 147. Derivada de momento respecto al ángulo del empenaje.

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = C_{M\alpha\alpha} = C_{M\alpha w} + C_{M\alpha t}$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

Entonces reemplazando los datos obtenidos en las secciones anteriores la ecuación para la aeronave queda:

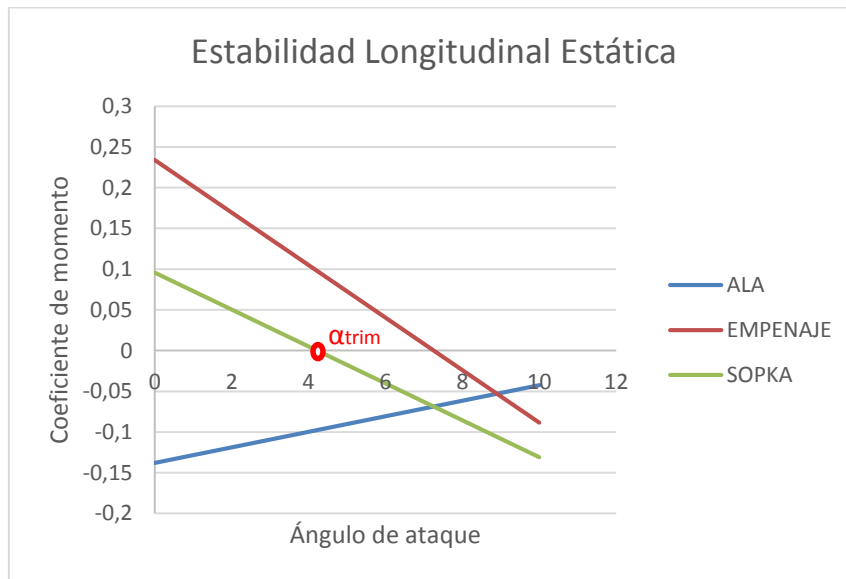
Ecuación 148. Estabilidad estática longitudinal del UAV.

$$C_{MCG\alpha} = C_{M0\alpha} + C_{M\alpha\alpha} \cdot \alpha_a$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

En la gráfica 55, se traza los resultados obtenidos de la estabilidad estática longitudinal de la aeronave en función del ángulo de ataque; se muestra también los resultados obtenidos en las gráficas 53 y 54.

Gráfica 55. Estabilidad estática longitudinal total.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Así vemos que la aeronave completa presenta un comportamiento estable estáticamente en el eje longitudinal, en el análisis de la gráfica anterior se observa que el ángulo de ataque necesario para ajuste de la aeronave es 4° y representa el ángulo necesario para mantener la aeronave en condiciones de equilibrio estático ( $\sum M_{CG}=0$ ) cuando está libre de cualquier perturbación.



La determinación del ángulo de ajuste está directamente relacionado con el control de la aeronave.

### 8.3 PUNTO NEUTRO Y MARGEN ESTÁTICA.

El punto neutro de la aeronave es definido como la posición más posterior del Centro de gravedad con la cual la superficie horizontal del empenaje todavía consigue ejercer control sobre la aeronave y garantizar la estabilidad longitudinal estática, en otras palabras representa la condición para la cual la aeronave posee estabilidad longitudinal estática neutra.

La localización del punto neutro es determinada por la solución de la siguiente ecuación:

Ecuación 149. Punto neutro.

$$\bar{h}_{PN} = \bar{h}_{ac} + \frac{V_H \eta_t a_t}{a} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

La margen estática representa un elemento importante para definir el grado de estabilidad longitudinal estática de la aeronave, esta representa la distancia entre el punto neutro y el centro de gravedad de la aeronave y se puede determinar analíticamente por medio de la siguiente ecuación:

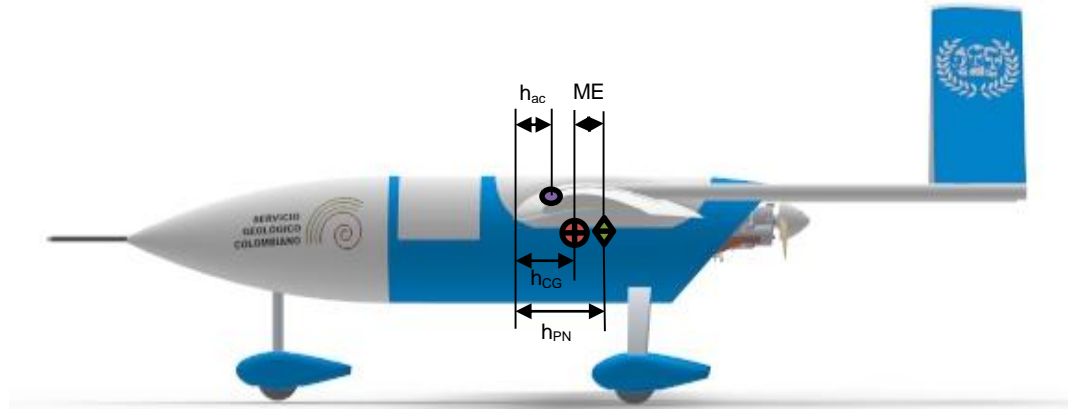
Ecuación 150. Margen estática.

$$ME = \bar{h}_{PN} - \bar{h}_{CG}$$

Fuente: ETKIN. B. Dynamics of Flight - Stability and Control.1995.

En la figura 80 se muestra la relación de margen estática de la UAV SOPKA.

Figura 80. Representación de margen estática del UAV SOPKA.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

En el análisis de la figura 80 es posible observar que la margen estática representa una medida directa de la estabilidad longitudinal estática de una aeronave. Como manera de cumplir con los criterios  $CM_{0a} > 0$  y  $Cm_{\alpha a} < 0$ , la margen estática debe ser siempre positiva, mostrando que el centro de gravedad está posicionado antes del punto neutro. En general una margen estática comprendida entre 10% y 20% lleva buenos resultados para la estabilidad y maniobrabilidad del UAV.<sup>64</sup>

Reemplazando los valores que ya se conocen en las ecuaciones anteriores se obtiene como resultado que el punto neutro se encuentra al 45,3% de la cuerda media aerodinámica y que la margen estática está al 15,3% de la cuerda media aerodinámica, con esto se muestra que los requisitos según la teoría son cumplidos y que la aeronave es maniobrable en esa condición.

---

<sup>64</sup> ETKIN, B. e REID, L., "Dynamics of Flight - Stability and Control." s.l. : John Wiley & Sons, 1995.

## 9 ESTRUCTURA.

Esta sección es la más simple de este trabajo, ya que el análisis completo de la estructura de la aeronave está programada para un análisis en el diseño detallado de la aeronave.

Se decidió confeccionar por completo la aeronave a excepción de las alas en una estructura reticular con revestimiento no estructural, este sistema estructural provee diversas ventajas para la aeronave, las cuales serán descritas a continuación:

Un sistema estructural como el propuesto permite fácil mantenimiento, este es un factor de extrema importancia para la misión que cumplirá la aeronave, dado que esta trabaja en ambiente hostil y no acostumbrará a presentar gran infraestructura de apoyo en las extremidades.

Para el ala, se pretende utilizar un abordaje convencional para la estructura, siendo la misma compuesta por costillas distribuidas a través de la envergadura, la viga principal próxima al borde de ataque, viga secundaria próxima al borde de fuga y un recubrimiento en fibra de carbono. Se pretende utilizar una viga principal tipo I y la viga secundaria de tipo C, de esta forma se facilita la fijación de las superficies de control en el ala.

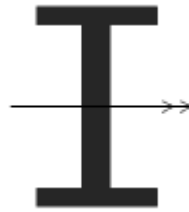
La estructura del fuselaje de la aeronave tendrá puntos de fijación para el empenaje, alas, motor y tren de aterrizaje.

El dimensionamiento analítico de las vigas inicialmente lleva en consideración las cargas de flexión generadas por la combinación entre los momentos flectores debido a la sustentación y debido al arrastre. Apenas esfuerzos normales al plano de la sección del ala son considerados para este análisis.

En primer lugar, la viga alma es optimizada de tal manera que resista las cargas de sustentación, teniendo la menor área transversal posible, después el menor peso. Se considera que la viga principal soporte 75% de las cargas de sustentación y que la viga secundaria soporte 25%.

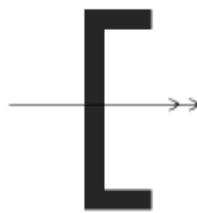
A continuación se muestran las vigas que se seleccionaron con el momento flector en sus respectivos ejes.

Figura 81. Sección de viga principal – momento flector  $M_x$ .



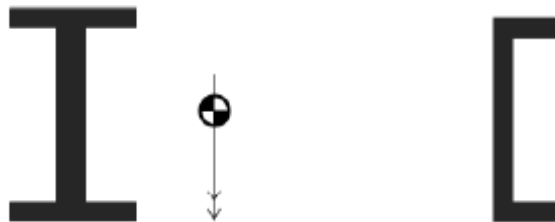
Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Figura 82. Sección de viga secundaria – momento flector  $M_x$ .



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Figura 83. Secciones de vigas – momento flector  $M_z$ .



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

Martin Hollman<sup>65</sup> establece una ecuación que describe la distribución de sustentación para un ala taperada la cual se desarrolló en la sección dedicada a la aerodinámica del proyecto, una vez calculada la distribución de sustentación en el ala, se puede realizar el cálculo de la distribución de cortante y momento flector que será soportado por las vigas, debido a la distribución de sustentación para cada caso buscando el momento máximo para la raíz del ala, el cual será el punto de análisis crítico para la configuración estructural final. La distribución de cortante para el ala taperada está dada por la siguiente ecuación:

---

<sup>65</sup> Martin Hollaman, Composite Aircraft, Estados Unidos, Aircraft designs Inc, 1983. pág. 85

Ecuación 151. Distribución de cortante.

$$V_c = \frac{2W}{b(C_R + C_T)} \left( C_R * y - \left( \frac{y^2 C_R}{b} \right) + \left( \frac{y^2 C_T}{b} \right) \right) - \frac{W}{2}$$

Fuente: Hollman M. Composite Aircraft. EUA 1983. Pág 85.

Luego de estudiar la distribución de sustentación y la distribución de cortante para ambas consideraciones se determina la distribución de momento flector a lo largo de la semienvigadura para poder encontrar el momento más alto para cada caso. La siguiente ecuación muestra la distribución de momento flector resultante para el ala taperada.

Ecuación 152. Distribución de momento flector.

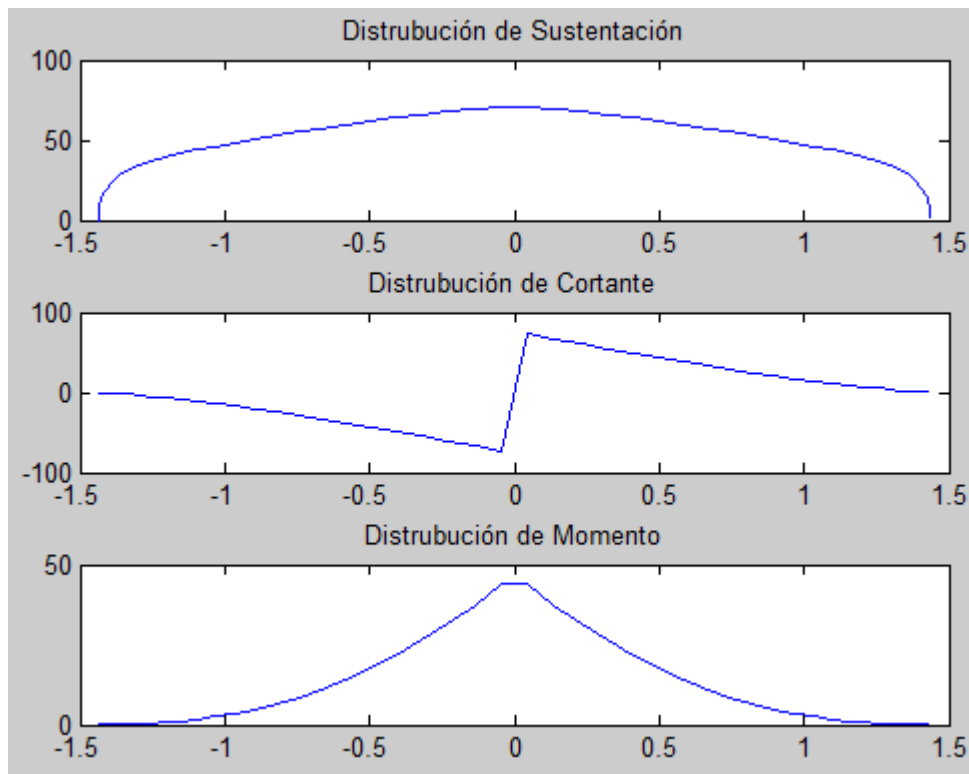
$$M_o = \left( \left( \frac{2Wy}{b(C_R + C_T)} \right) \left( \left( C_R \frac{y^2}{2} \right) - \left( \frac{y^3 C_R}{3b} \right) + \left( \frac{y^3 C_T}{3b} \right) \right) \right) - \frac{Wny}{2} \\ - \left( \frac{Wnb}{12(C_R + C_T)} (2C_R + C_T) \right) + \frac{Wnb}{4}$$

Fuente: Hollman M. Composite Aircraft. EUA 1983. Pág 85.

Con la teoría presentada, en el código realizado en MATLAB como fue comentado en la sección de aerodinámica se implementó una doble integral a la distribución de sustentación para calcular las respectivas distribuciones de cortante y momento flector en la semienvigadura.

La siguiente gráfica muestra el comportamiento de la cortante y momento.

Gráfica 56. Distribución de sustentación, cortante y momento.



Fuente: MATLAB, São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

## 9.1 MATERIAL COMPUESTO.

Los materiales compuestos comprenden al igual que todos los materiales metálicos un amplio margen de variedades en cuanto a tipos y usos. Los materiales compuestos utilizados en la industria aeronáutica se han clasificado por el tipo de aplicación en las aeronaves y su efectividad en el momento de reemplazar a los materiales metálicos utilizados normalmente en la construcción de aeronaves. Hollman<sup>66</sup> es uno de los autores más importantes en el análisis de materiales compuestos aplicados a la aviación, el establece toda una serie de conceptos que permiten escoger que tipo de material será caracterizado para calcular sus propiedades.

El autor establece que hay tres tipos de materiales que son utilizados en la industria como la fibra de vidrio, fibra de carbono y Kevlar.

La fibra de vidrio es de bajo costo y posee buenas características mecánicas, pero su resistencia no es tan alta como la fibra de carbono.

---

<sup>66</sup> Martin Hollaman, Composite Aircraft, Estados Unidos, Aircraft designs Inc, 1983.

La fibra de carbono tiene las mejores características mecánicas tanto en tensión como en compresión y su peso no es muy elevado siendo la mejor opción para ser utilizada en los componentes estructurales más importantes como en el recubrimiento y el Kevlar posee también buenas condiciones mecánicas en tensión pero en compresión son bastante regulares.

Al ver esto, se escogió que la fibra de carbono sea la adecuada para los componentes estructurales del ala ya que sus propiedades mecánicas permiten soportar de mejor manera los esfuerzos aplicados a la estructura.

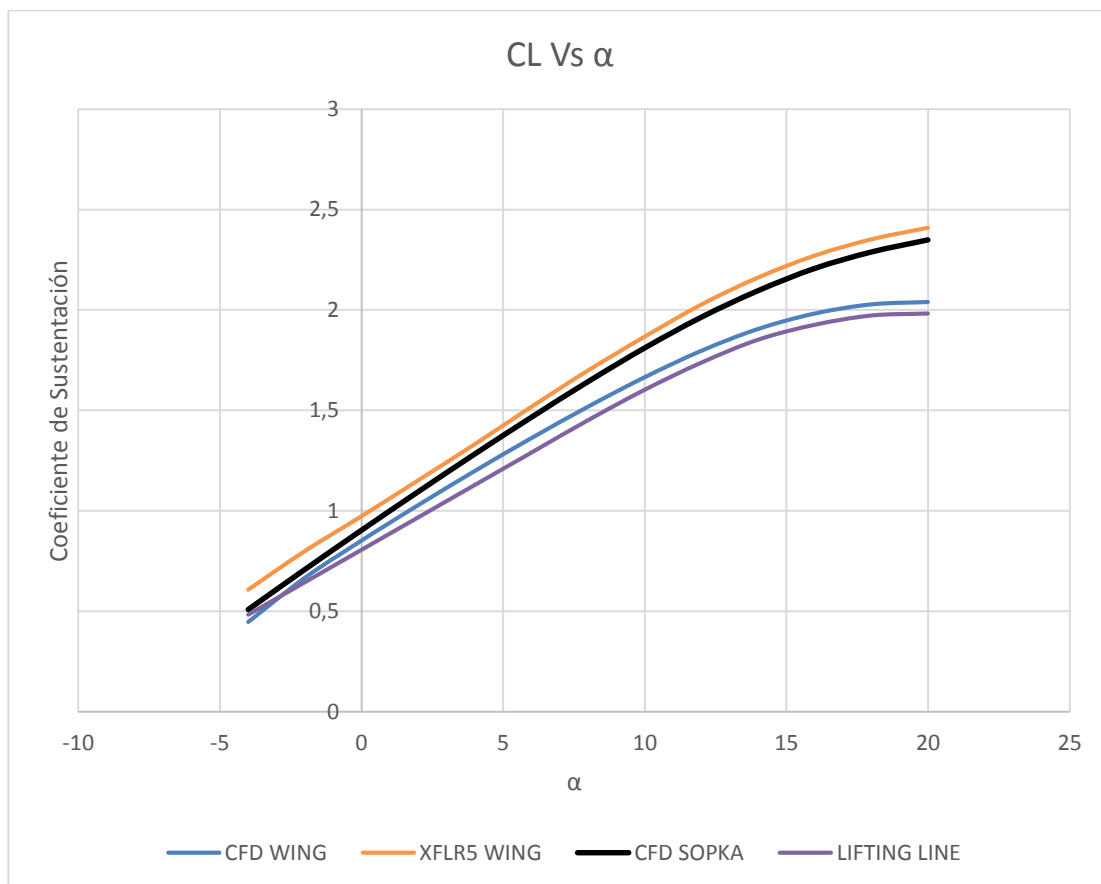
## 10 RESULTADOS.

Los resultados del proyecto están presentados en cada una de las secciones del trabajo presentado, mostrando sus respectivos valores y gráficas correspondientes; sin embargo, para esta sección se dejó el análisis comparativo de los resultados obtenidos en el estudio aerodinámico analítico presentado en el capítulo 4 y el estudio en CFD del capítulo 5.

### 10.1 RESULTADOS EN LA FUERZA DE SUSTENTACIÓN.

En la siguiente gráfica se muestran los resultados obtenidos de las simulaciones en XFLR5, la simulación CFD y los resultados del análisis de lifting line de los coeficientes de sustentación obtenidos tanto para la configuración alar como de la aeronave completa.

Gráfica 57. Resultados de sustentación.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.



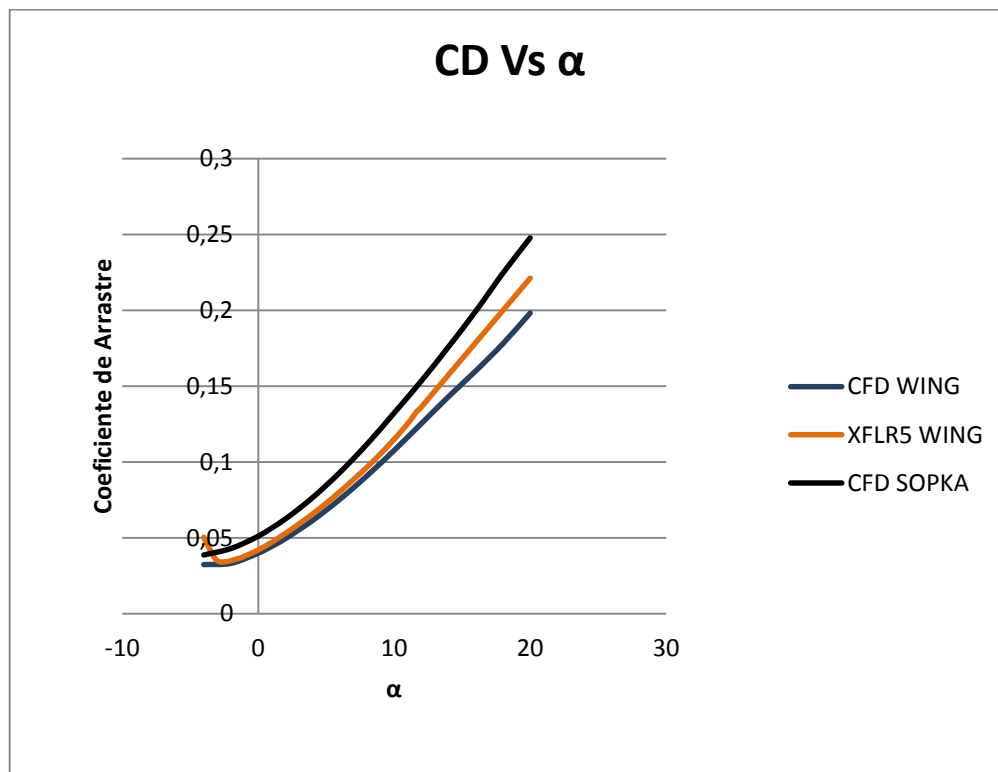
En la gráfica 57 se observa que tanto para el ala, como para la aeronave completa el ángulo de stall es  $20^\circ$ , la curva correspondiente a la simulación en XFLR5 muestra una primera estimación de los valores de coeficiente de sustentación para el ala, pero vemos que los análisis en CFD para el ala se comportan de manera similar con los resultados obtenidos por la solución de la línea de sustentación.

Es interesante observar que la aeronave completa genera más sustentación que el ala, esto se debe a la amplitud de la fuerza de sustentación que genera el fuselaje y el empenaje a ángulos de ataque más elevados.

## 10.2 RESULTADOS EN LA FUERZA DE ARRASTRE.

En la siguiente gráfica se muestran los resultados obtenidos de las simulaciones en XFLR5 y la simulación CFD de los coeficientes de arrastre obtenidos tanto para la configuración alar como de la aeronave completa.

Gráfica 58. Resultados de arrastre.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

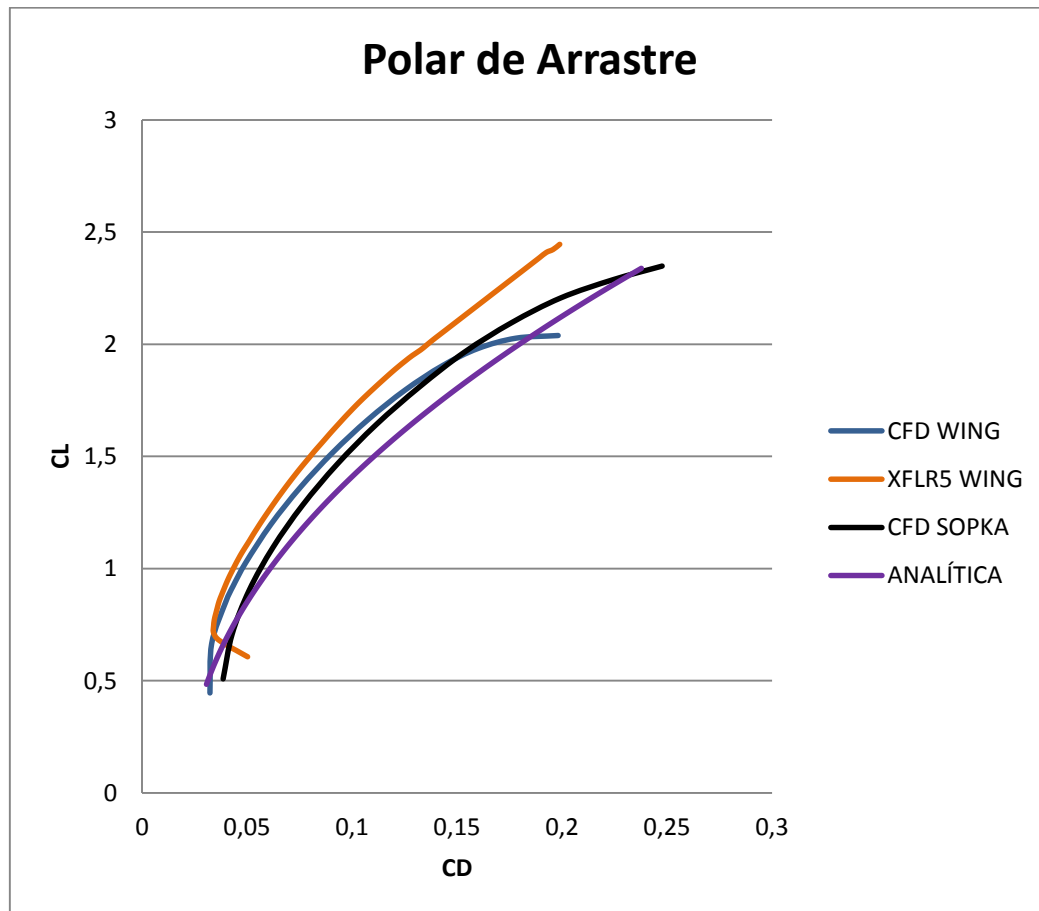
Como era esperado en este análisis, se observa en la gráfica 58 como el coeficiente de arrastre es mayor para la simulación de la aeronave completa en CFD en comparación con las otras, esto debido a todas las superficies

expuestas al fluido, cabe aclarar que las simulaciones realizadas en el software Ansys fueron realizadas con la aeronave quitando el tren de aterrizaje y el motor, ya que se quería realizar un análisis más completo de las superficies principales de la aeronave, y se sabe que el tren de aterrizaje genera un arrastre parásito grande a la aeronave, al igual que el motor.

### 10.3 RESULTADOS EN LA POLAR DE ARRASTRE.

En la siguiente gráfica se muestran los resultados obtenidos de las simulaciones en XFLR5, la simulación CFD y el estudio analítico presentado en la sección 4 de la polar de arrastre.

Gráfica 59. Resultados en la Polar de arrastre.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

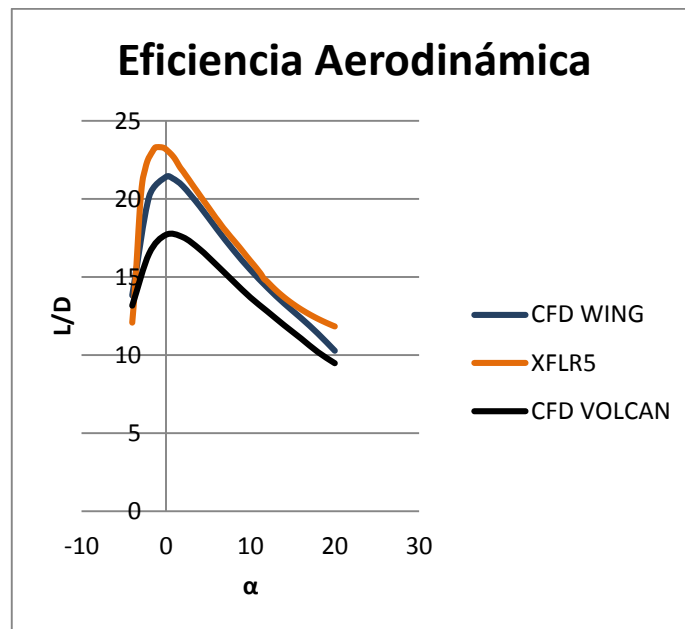
Se observa en la gráfica 59 como las teorías presentadas por diferentes autores en el campo aeronáutico se aproximan a la solución parcial de las ecuaciones de Navier Stokes en la mecánica de fluidos. Se observa como la curva correspondiente a la polar analítica es próxima con la simulación en

CFD correspondiente a la aeronave en su totalidad, al igual que los resultados correspondientes a solo la configuración alar.

#### 10.4 RESULTADOS DE LA EFICIENCIA AERODINÁMICA.

En la siguiente gráfica se muestran los resultados obtenidos de las simulaciones en XFLR5, la simulación CFD y el estudio analítico presentado en la sección 6, correspondiente a la eficiencia aerodinámica en el desempeño de la aeronave.

Gráfica 60. Resultados en la eficiencia aerodinámica.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

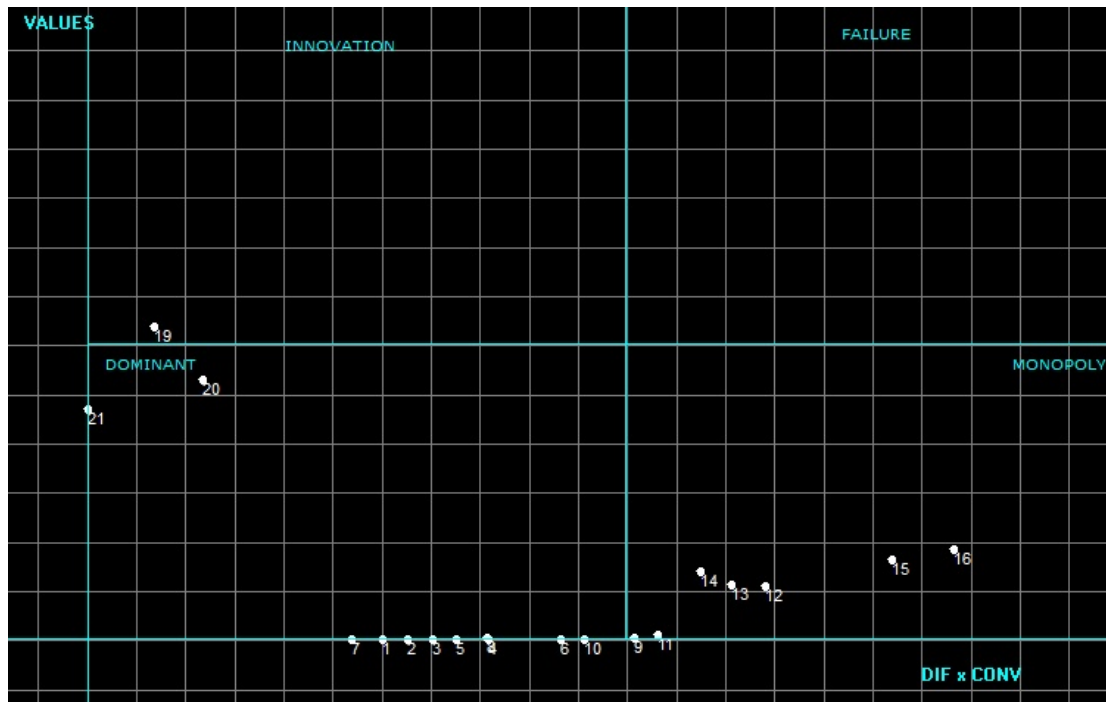
En la gráfica 60 se observa como la eficiencia aerodinámica disminuye considerablemente para la curva de la simulación en CFD de la aeronave completa, se observa que son confiables los resultados en CFD ya que la máxima eficiencia en XFLR5 para el ala está para un ángulo negativo, en cambio para el análisis computacional la máxima eficiencia se encuentra a cero grados con un valor de la relación L/D igual a 17,71.

Es interesante observar como la relación L/D para la simulación de la aeronave completa en CFD es similar a la presentada en la gráfica 42 presente en la sección de desempeño, donde la relación CL/CD es igual a 17,7 que muestra el punto de máxima eficiencia aerodinámica para una velocidad determinada.

### 10.5 RESULTADOS EN ENTROPÍA ESTADÍSTICA.

Finalmente, con todos los datos obtenidos del UAV SOPKA, la aeronave fue montada en el software dedicado al estudio de bases de datos de aeronaves, como fue explicado en el capítulo 2 de este trabajo. El resultado final se muestra en la siguiente figura:

Figura 84. Análisis final de entropía estadística.



Fuente: São Carlos, Brasil: 2014; Autores.

El UAV SOPKA representa el punto 21 de la figura, como resultado se tiene que las características de desempeño, geometría y aerodinámica hacen que la aeronave sea dominante entre las otras, presentando cierto grado de innovación comparada con las anteriormente presentadas.

## 11 CONCLUSIONES.

Este trabajo muestra un resumen de cómo sería el diseño preliminar y unas breves pautas para la fabricación del UAV SOPKA.

Se observa que el diseño por requerimientos o análisis de constraints a lo largo de este trabajo fue respetado para que la aeronave se encuentre dentro de los requisitos que ella puede cumplir.

Los resultados obtenidos en los programas computacionales respecto a los coeficientes aerodinámicos muestran en gran escala como sería el comportamiento en misión del vehículo aéreo no tripulado y con esto se verifica que el perfil Eppler 423 es ideal para cumplir con la misión que va a desempeñar el UAV SOPKA.

De la eficiencia aerodinámica ( $L/D$ ) se concluye que es máxima a  $0^\circ$ . Por lo tanto, este ángulo de ataque es el recomendable para que la aeronave cumpla su misión o vuele en crucero, es interesante observar que la eficiencia aerodinámica obtenida en la simulación en CFD de la aeronave completa es exactamente la misma a la obtenida en el análisis de desempeño, esto nos dice que la ecuación de polar de arrastre fue bien definida y que la velocidad que aumenta la eficiencia aerodinámica es 22m/s, que junto con un vuelo a  $0^\circ$  de incidencia sería ideal para cumplir con la misión.

## 12 RECOMENDACIONES.

Se hacen las siguientes recomendaciones:

1. Se recomienda hacer simulaciones para analizar únicamente el comportamiento aerodinámico del fuselaje y del empenaje, para verificar en que medida estos dispositivos aumentan la sustentación y arrastre de la aeronave.
2. Se recomienda profundizar en los estudios de estabilidad y control de la aeronave, ya que en este trabajo solo se implementó el estudio de la estabilidad longitudinal estática y esto no garantiza que la aeronave sea estable en todas las condiciones de vuelo, pero si se hace un estudio de estabilidad dinámica se garantizaría que la aeronave es estable en todas sus condiciones de vuelo, dicho estudio está programado para trabajos posteriores.
3. Desarrollar el estudio de la implementación de dispositivos de punta de ala, como winglets o c-wing que ayude a aumentar la eficiencia aerodinámica del ala alejando la velocidad de pérdida de la velocidad de mínima de potencia.
4. Realizar un estudio mas a profundidad respecto a la hélice utilizada en el motor, implementando ella con paso variable, de tal manera que aumente su eficiencia y por ende su desempeño en cada una de las etapas de misión.

### 13 BIBLIOGRAFÍA.

AJOY, K, KUNDO. Aircraft Design, Cambridge Aerospace Institute., Cambridge UK.

ANDERSON, John D Jr. Aerodynamics: Some Fundamental Principles and equations. En: Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York: Mo-Graw Hill, 2001. p. 1-417 ISBN 0-07-237335-0.

ANDERSON, John D Jr. Basic Thoughts and equations En: Computational Fluid Dynamics: The basic with applications. 1 ed. Estados Unidos: Mc-Graw Hill, 1995. p. 1-215 ISBN 0-07-001685-2.

ANDERSON, Jhon D. Jr. En: Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. Estados Unidos: Mc-Graw Hill, 2001. p 1-417. ISBN 0-07-237335-0.

Ballistic Recovery Systems Inc. (n.d.). BRS History. Retrieved April 5, 2008, from Ballistic Recovery Systems.

BARROS, C.P. Uma metodologia para o desenvolvimento de projeto de aeronaves leves e subsônicas. 2001. Tese de Doutorado. Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte.

BRANDT, S.A.; STILLES, R.J.; BERTIN, J.J.; WHITFORD, R. Introduction to Aeronautics: A Design Perspective. AIAA Education Series, 1997.

CABRAL, L.V. ; PAGLIONE, P. Conceptual Design of Families of Aircraft Using Multi Objective Design Optimization Theory and Genetic Algorithm Techniques 6th World Congresses of Structural and Multidisciplinary Optimization, Rio de Janeiro, Brazil, 2005.

COSTA, G. S. Utilização da Verificação de Modelos para o Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não-Tripulados. 2008. Dissertação. Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro.

Diego, M. G., & Marta LucÃa, C. V. (2001).,» Estado del conocimiento actual del volcán galeras, Colombia. Revista Geofísica.

Durand & Lesley. Analysis of W. F. Durand's and E. P. Lesley's propeller tests.

E.L. Houghton, Aerodynamics for engineering students., Fifth edition. EUA, University of Warwick.

ETKIN, B. e REID, L., “Dynamics of Flight - Stability and Control.” s.l.: John Wiley & Sons, 1995.

FEDERAL AVIATION REGULATIONS, “Part 23 – Airworthiness standards: Normal, utility acrobatic and commuter category airplanes”, Federal Aviation Administration, 1964.

FROST; Sullivan, Current and Future User Requirements – Civil and Commercial Market 2007.

GUDMUNDSSON, S., “General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures”, 2014, Elsevier.

HOLLMANN Martin, Composite aircraft design, Estados unidos, AIRCRAFT DESIGN INC, 1983.

KAYTON, M.; FRIED, W. R. Avionics Navigation Systems. John Wiley & Sons, 1997.

Landing Gear Layout design for Unmanned Aerial Vehicle. 14<sup>th</sup> National Conference on Machines and Mechanism, Durgapur, India, December 17-18, 2009.

MARTINS, A. A. OMPP para Projeto Conceitual de Aeronaves, Baseado em Heurísticas Evolucionárias e de tomadas de decisões.

MCCORMICK, B.W. Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics. John Wiley & Sons, 1995.

MEDEIROS, F. A. Desenvolvimento de um Veículo Aéreos Não Tripulados para aplicação em agricultura de precisão. Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Santa Maria, Centro de Ciências Rurais, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Agrícola, RS, 2007.

MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronautica. Trilha., CENGAGE LEARNING.

NERIS, L.O. Um Piloto Automático para as aeronaves do projeto ARARA. 2001. Dissertação (Mestrado) – Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo, São Carlos.



NICOLAI, L. M. e CARICHNER, G. E., “Fundamentals of Aircraft and Airship Design”, AIAA Education Series, 2010.

NOTH ANDRÉ, Walter Engel: Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. Zürich, 2008, 196 h, (Ingeniero en Microtécnica). Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, Suisse, facultad de ingeniería.

O.S. ENGINE, MAX-50SX RING & 40,46,61,91 “FX SERIES” OWNER’S Instruction Manual.

PAZMANY, L. Light Airplane Design. San Diego: Pazmany, 1963.

PEREIRA, F. L. Sistemas e Veículos Autônomos Aplicação na Defesa. Instituto de Defesa Nacional, 2005.

PERKINS, C. D.; HAGE, R. E. Airplane performance Stability and Control. John Wiley & Sons, 1949.

RAYMER, DANIEL P. Enhancing Aircraft Design Using Multidisciplinary Optimization, PhD thesis, Swedish Royal Institute of Technology, 2002.

RAYMER, DANIEL P. Aircraft Design: A Conceptual Approach Third Edition, AIAA Education Series, 1999.

ROSKAM J, Airplane Design Parts I, through VIII (v. 1-8) Lawrence, Kan: DARcorporation, 1997.

SADRAEY, M., “Aircraft Design: A Systems Engineering Approach”, Wiley Publications, 2012.

SAMPAIO, R.P. Sistema de Controle de Atitude Embarcado para vôo autônomo de aviões em escala. 2006. Dissertação (Mestrado) – Escola Politécnica e Instituto de Matemática, Universidade Federal da Bahia, Salvador.

SCHRENK, O., “A Simple Approximation Method for Obtaining the Spanwise Lift Distribution”, Technical Memorandums, National Advisory Committee for Aeronautics, 1940.

SOUZA B. S. Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos. 2008. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá.

STINTON, D. The Design of the Airplane, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, USA, 2001.

T.J Chung, Computational Fluid Dynamics, Cambridge University Press, p.543

TORENBEEK, E. Synthesis of subsonic airplane design. Delf: Delf University Press, 1982.

From AAIA the Aerosonde UAV is a small-class aircraft developed for meteorological data collection.

[http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=1042](http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1042).

(SGC) Volcán Galeras:

<http://intranet.ingominas.gov.co/pasto/Generalidades>.

(SGC) Volcán nevado del Ruiz:

<http://intranet.ingominas.gov.co/manizales/Ruiz>.

(SGC) Volcán nevado del Huila:

<http://intranet.ingominas.gov.co/popayan/Generalidades>.

<http://mlbuav.com/products-s-bat/>

<http://www.airforce-technology.com/projects/penguin-b-unmanned-aerial-vehicle>

<http://www.rcuniverse.com/forum/questions-answers/5899720-os-70-surpass-vs-os-61-fx-fuel-consumption-print.html>

<http://www.uavfactory.com/product/46>; Specifications. Vertical Speed.

[http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html)

## ANEXOS.

### Anexo A. Banco de dados de aeronaves.

Se apresenta el anexo en una tabla de Excel del banco de datos del conjunto de aeronaves investigadas junto con las características del UAV SOPKA.

AERONAVE	AEROSONDE 4i4	SUPERBAT	SCANEAGLE	SHADOW	SEEKER II
DATA	dic-01	ene-02	jul-03	sep-03	ene-06
WING SPAN [m]	2,9	2,6	3,11	4,3	7
LENGTH [m]	1,7	1,6	1,37	3,4	4,43
MTOW [Kg]	25	15,4	20	140	120
M. PAYLOAD [Kg]	13,1	2	10	70	50
CEILING [m]	4500	4572	4876,8	4572	6000
ENDURANCE [hr]	10	10	15	20	10
Max. OPERATION SPEED [m/s]	38,88	38,58	33,95	33,36	61,73
Min. Operation Speed [m/s]	12	18,01	11,41	12	13
Mission Radius [m]	45000	80000	50000	125000	50000
Power [hp]	1,74	3	2,5	36	50
Power [W]	1297,518	2237,1	1864,25	26845,2	37285
Superfice [m^2]	0,57	0,86	0,62	1,89	4,14
Wing load [N/m^2]	430,26	175,67	316,45	728,18	284,49
Power Load [Kg/W]	0,189014719	0,067531179	0,105243395	0,051159984	0,031573019
AR	14,75	7,86	15,60	9,80	11,84
CL	0,464703084	0,192690692	0,448251409	1,068266696	0,121890079
LIFT [N]	245,25	151,074	196,2	1373,4	1177,2
Posição Asa	1	1	1	1	1
Tipo de Asa	3	1	4	1	5
Empenagem	6	6	7	6	5

AERONAVE	NEPTUNE	ARCANGEL I	EROSONDE MARK	FURY 1500	FINDER
DATA	mar-07	abr-07	jul-07	jul-07	dic-07
WING SPAN [m]	2,13	3,8	3,6	3,7	3
LENGTH [m]	1	2,5	1,5	1,12	1,8
MTOW [Kg]	36	55	17,5	70,3	25
M. PAYLOAD [Kg]	9,07	10	12	30	6
CEILING [m]	2438,4	3500	4500	5000	5000
ENDURANCE [hr]	4	6	10	16	15
Max. OPERATION SPEED [m/s]	46,3	40,7	30,87	56,98	70
Min. Operation Speed [m/s]	12	11	12	12,39	8
Mission Radius [m]	46000	40000	45000	70000	150000
Power [hp]	14,7	2	1,74	2,68	2,5
Power [W]	10961,79	1491,4	1297,518	1998,476	1864,25
Superfice [m^2]	0,49	1,60	0,57	1,25	0,89
Wing load [N/m^2]	725,94	336,87	301,18	549,68	274,68
Power Load [Kg/W]	0,032217366	0,361774172	0,132310303	0,345084454	0,131554244
AR	9,33	9,02	22,74	10,91	10,08
CL	0,552882256	0,332024608	0,516003739	0,276411786	0,091521866
LIFT [N]	353,16	539,55	171,675	689,643	245,25
Posição Asa	1	1	1	1	1
Tipo de Asa	4	3	5	4	1
Empenagem	3	6	6	7	1

AERONAVE	BAT 4	PHOENIX	SHADOW 400	ARCTURUS	MANTA B
DATA	feb-08	may-08	sep-08	ene-09	jul-09
WING SPAN [m]	4	5,5	5,12	5,36	2,6
LENGTH [m]	2,4	3,8	3,81	2,9	1,9
MTOW [Kg]	56	50	211	79	28
M. PAYLOAD [Kg]	9	20	36	15	20
CEILING [m]	4572	4500	3353	4876,8	4870
ENDURANCE [hr]	8	4	5	16	8
Max. OPERATION SPEED [m/s]	36,01	43,75	61,73	28,29	38,61
Min. Operation Speed [m/s]	20,58	7,02	14,02	9	19,44
Mission Radius [m]	80470	47000	200000	48000	37000
Power [hp]	3	25,48	38	10	1,7
Power [W]	2237,1	19000,436	28336,6	7457	1267,69
Superficie [m^2]	1,77	3,48	2,93	1,98	0,72
Wing load [N/m^2]	310,37	140,95	707,17	392,29	382,85
Power Load [Kg/W]	0,245567923	0,025815197	0,073047225	0,103927853	0,216677579
AR	9,04	8,69	8,96	14,54	9,42
CL	0,390779193	0,120225768	0,302988843	0,800270438	0,419298061
LIFT [N]	549,36	490,5	2069,91	774,99	274,68
Posição Asa	1	2	1	1	1
Tipo de Asa	1	3	1	1	2
Empenagem	6	5	5	1	6

AERONAVE	SILVER FOX	KILLER BEE	CRECERELLE	PENGUIN B	INTEGRATOR	SOPKA
DATA	ago-09	ene-10	ago-11	jun-12	jul-12	nov-14
WING SPAN [m]	3,04	3,05	3,3	3,3	4,8	2,872
LENGTH [m]	1,47	1,92	2,4	2,27	2,5	1,189
MTOW [Kg]	16,3	40	120	22	61,2	15,5
M. PAYLOAD [Kg]	2,2	14	35	10	18	5
CEILING [m]	6096	4600	3657,5	5000	5944	5000
ENDURANCE [hr]	8	15	6	20	24	8
Max. OPERATION SPEED [m/s]	23,06	54,02	59	36	41,2	29
Min. Operation Speed [m/s]	18,06	21,15	5	13	20	13
Mission Radius [m]	55000	40000	59000	60000	60000	40000
Power [hp]	1,5	12	5	2,5	8	2,4
Power [W]	1118,55	8948,4	3728,5	1864,25	5965,6	1789,68
Superficie [m^2]	0,49	1,85	1,20	0,79	0,65	0,75
Wing load [N/m^2]	326,42	212,61	981,00	273,19	925,53	202,74
Power Load [Kg/W]	0,142955612	0,043851415	0,315730186	0,115767735	0,100638997	0,084962116
AR	18,87	5,04	9,08	13,78	35,52	11
CL	1,002208195	0,118952929	0,460107053	0,344154539	0,890206208	0,393583926
LIFT [N]	159,903	392,4	1177,2	215,82	600,372	152,055
Posição Asa	1	1	2	1	1	1
Tipo de Asa	3	6	2	3	2	3
Empenagem	1	7	1	6	5	6

Las aeronaves que tienes un respaldo de color amarillo, son aquellas que fueron patrón para el desarrollo de este proyecto y la aeronave de fondo azul, es aquella resultante de este proyecto.

## Anexo B. Caracterización numérica de la base de datos.

Para el estudio de entropía estadística se categorizaron numéricamente las características de la geometría de las aeronaves estudiadas.

AERONAVE	Posição Asa		
	Asa alta (1)	Asa meia(2)	Asa baixa
SIVA	x		
AEROSONDE MARK IV	x		
PENGUIN B	x		
SCANEAGLE	x		
ARCTURUS	x		
PHOENIX		x	
SEEKER II	x		
KB4	x		
ARCANGEL I	x		
CRECELLE		x	
FURY 1500	x		
FREEDOM SCORPION		x	
FINDER	x		
SHADOW 200	x		
SHADOW 400	x		
NIGHT INTRUDER 300	x		
VULTURE	x		
NEPTUNE	x		
JASOOS II	x		
MANTA B	x		

AERONAVE	Tipo de Asa					
	Recta(1)	Trapezoidal(2)	Elíptica(3)	Flecha(4)	ta. Estrechamiento	Asa delta(6)
SIVA					x	
AEROSONDE MARK IV					x	
PENGUIN B			x			
SCANEAGLE				x		
ARCTURUS	x					
PHOENIX			x			
SEEKER II					x	
KB4						x
ARCANGEL I			x			
CRECELLE		x				
FURY 1500				x		
FREEDOM SCORPION	x					
FINDER	x					
SHADOW 200	x					
SHADOW 400	x					
NIGHT INTRUDER 300		x				
VULTURE					x	
NEPTUNE				x		
JASOOS II	x					
MANTA B		x				

AERONAVE	Tail						
	Convencional(1)	V(2)	T(3)	U(4)	H(5)	VI(6)	No tem(7)
SIVA		x					
AEROSONDE MARK IV						x	
PENGUIN B						x	
SCANEAGLE							ASA
ARCTURUS	x						
PHOENIX					x		
SEEKER II					x		
KB4							ASA
ARCANGEL I						x	
CRECELLE	x						
FURY 1500							ASA
FREEDOM SCORPION					x		
FINDER	x						
SHADOW 200						x	
SHADOW 400					x		
NIGHT INTRUDER 300					x		
VULTURE	x						
NEPTUNE			x				
JASOOS II					x		
MANTA B						x	

Según lo anterior, de las aeronaves investigadas, 17 de ellas tienen ala alta y 3 ala media, por eso, el UAV SOPKA posee ala alta; con respecto al tipo de ala, 5 aeronaves tienen ala recta, 3 ala trapezoidal, 3 ala elíptica, 4 tienen flechamiento, 4 tienen ala recta y trapezoidal próxima a la punta y una aeronave con ala delta. Se quería que la aeronave SOPKA tenga ala elíptica al ser esta geometría la más eficiente, pero como se piensa en un trabajo posterior construir la aeronave este tipo de configuración presenta dificultades para la fabricación, por eso se diseñó un ala trapezoidal con 0,5 de relación de taper, que según Raymer la eficiencia de esta ala es próxima a un ala elíptica.

Por último en la geometría del empenaje se tiene que 3 aeronaves tienen empenaje tipo convencional, una tipo V, una tipo T, 7 aeronaves tipo H y 5 aeronaves tienen empenaje tipo V invertido. La configuración escogida fue la tipo V invertido ya que a diferencia de la configuración en H es más liviana y se escogió también con la intención de reducir el área mojada del empenaje además de que genera un menor arrastre de interferencia, la única penalidad es que los timones de dirección y de profundidad deben trabajar en conjunto para maniobrar la aeronave.

### Anexo C. Estimativa de Pesos.

Como fue dicho, la primera estimativa de pesos fue realizada mediante la metodología utilizada por Raymer y Leland. Presentando en este anexo los datos de entrada y el resultado de la fracción de los pesos de combustible.

Las ecuaciones en color azul presentadas son correspondientes al libro de Leland y las de color rojo son las de Raymer.

Datos de Entrada		REFERENCES
$W_0 = W_1$	32	$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty}$
$W_{crew}$	0	
$W_{payload}$	8,01	
$W_{empty}$	16,151	$W_{empty} = W_0 - W_{fuel} - W_{payload}$
$W_{beginning\ loiter}$	30,119	$W_3 = \left( \frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \right) W_1$
$W_{after\ loiter}$	24,902	$W_4 = \left( \frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \right) W_1$
$W_{landing}$	24,604	$W_7 = \left( \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \right) W_5$
$W_{fuel - mission}$	7,396	$W_1 - W_7$
$W_{fuel}$	7,839	$1,06 W_{fuel\ mission}$
$W_{empty}$	16,151	$W_0 - W_{fuel} - (W_{payload} - W_{crew})$
$W_f/W_0$	0,257	$\frac{W_f}{W_0} = 1,06 \left( 1 - \frac{W_7}{W_0} \right)$
$W_e/W_0$	0,505	$\frac{W_e}{W_0}$

Mission Segment Weight Fractions			MISSION
$W_1/W_0$	0,970		Take off
$W_2/W_1$	0,985		Climb
$W_3/W_2$	0,985	$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-RC}{V \frac{L}{D}}\right)$	Cruise 1
$W_4/W_3$	0,827	$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-EC}{L \frac{L}{D}}\right)$	Loiter
$W_5/W_4$	0,985		Cruise 2
$W_6/W_5$	0,993		Descend
$W_7/W_6$	0,995		Landing
$W_7/W_0$	0,757	$\left(\frac{W_7}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6}\right)$	

$W_0$ Guess	$W_e/W_0$	$W_0$ calculated	$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - (W_f/W_0) - (W_e/W_0)}$		
32	0,505	33,63141546			
33,63141546	0,480224565	30,49652773			
30,49652773	0,529589205	37,5548179			



## Anexo D. Análisis de Constrains.

Se presenta los resultados de cada una de las curvas de restricción realizadas para este análisis.

W/S (N/m <sup>2</sup> )	T/W Decol (adm)	Tdecol (N)	T/W RDS (adm)	T/W Cruzeiro (adm)	W/S p/ Pouso (N/m <sup>2</sup> )		Turning	V stall
75	0,071	10,8	0,159	0,109	0,35	144	0,15336037	202,64
82	0,078	11,8	0,154	0,101	0,3	144	0,149685143	202,64
89	0,084	12,8	0,150	0,095	0,2	144	0,147361689	202,64
96	0,091	13,8	0,146	0,089	0,1	144	0,146094305	202,64
103	0,097	14,8	0,143	0,085	0	144	0,145667678	202,64
110	0,104	15,8	0,140	0,081			0,145921299	
117	0,111	16,8	0,137	0,078	Pouso		0,146733072	
124	0,117	17,8	0,134	0,075	W	108	0,148008471	
131	0,124	18,8	0,132	0,072			0,149673175	
138	0,131	19,8	0,130	0,070			0,151667941	
145	0,137	20,9	0,127	0,068			0,153944969	
152	0,144	21,9	0,125	0,067			0,15646526	
159	0,150	22,9	0,124	0,065			0,159196685	
166	0,157	23,9	0,122	0,064			0,162112536	
173	0,164	24,9	0,120	0,063			0,165190425	
180	0,170	25,9	0,119	0,062			0,168411447	
187	0,177	26,9	0,117	0,061			0,17175953	
194	0,183	27,9	0,116	0,061			0,175220918	
201	0,190	28,9	0,114	0,060			0,178783774	
208	0,197	29,9	0,113	0,060			0,182437854	
215	0,203	30,9	0,112	0,059			0,186174247	
222	0,210	31,9	0,111	0,059			0,189985167	
229	0,217	32,9	0,109	0,059			0,19386378	
236	0,223	33,9	0,108	0,059			0,197804062	
243	0,230	34,9	0,107	0,058			0,201800684	
250	0,236	36,0	0,106	0,058			0,205848912	
257	0,243	37,0	0,105	0,058			0,209944532	
264	0,250	38,0	0,104	0,058			0,214083771	
271	0,256	39,0	0,103	0,058			0,218263251	
278	0,263	40,0	0,103	0,058			0,222479932	
285	0,270	41,0	0,102	0,059			0,226731072	
292	0,276	42,0	0,101	0,059			0,231014194	
299	0,283	43,0	0,100	0,059			0,23532705	
306	0,289	44,0	0,099	0,059			0,239667602	
313	0,296	45,0	0,099	0,059			0,244033989	
320	0,303	46,0	0,098	0,060			0,248424517	
327	0,309	47,0	0,097	0,060			0,252837636	
334	0,316	48,0	0,096	0,060			0,257271925	
341	0,323	49,0	0,096	0,060			0,261726081	
348	0,329	50,0	0,095	0,061			0,266198904	
355	0,336	51,1	0,095	0,061			0,27068929	

## Anexo E. Código en MATLAB para solución de la Lifting Line.

```

%% Monoplan equation - taper wing

% Geometry and airfoil properties
% airfoil properties
a0 = 5.34; % a0 = cl_alpha
alpha_l_0 = -10.5*(pi/180); % alpha for zero lift coefficient
Cd = 0.00958; % airfoil drag coefficient

% wing geometry
AR = 11; % aspect ratio
alpha_root = 0.5*pi/180; %incidence at root
S = 0.75; % area
b = sqrt(AR * S); %span
lambda=0.5; % taper ratio
washout = 1.0*pi/180; % washout angle - washout:positive washin:
negative
c_root= 2*S/(b*(1+lambda)); % root chord

n=1; % factor de carga

% CL 3D
thao=0.03;
a=a0/(1+(a0/(pi*AR)*(1+thao)));
CL3D=a*(alpha_root-alpha_l_0);

% aircraft weight
W = 15.5*9.81;

% Flight conditions
rho = 0.7767; % [kg/m^3]
U = 25; % [m/s]

CL_appl = 2*W / (S * rho * U^2);

% Discretization
N = 50;

% Assembly of M and b
theta = linspace(pi/100, pi-pi/100, N);
alpha = alpha_root - washout * abs(cos(theta));
nu = (c_root/(4*b))*(1-(1-lambda)*abs(cos(theta)))*a0;
for i=1:N
    for j=1:N
        M(i,j) = sin(i*theta(j)) .* (nu(j)*i + sin(theta(j)));
        B(j,1) = nu(j)*(alpha(j) - alpha_l_0)*sin(theta(j));
    end
end

% Solution

```

```

A = inv(M')*B;

% Circulation distribution
N_gamma= 50; theta_gamma = linspace(0, pi, N_gamma)';

Gamma = zeros(N_gamma,1);
for i=1:N
    Gamma = Gamma + 2*U*b*A(i)*sin(i*theta_gamma);
end

% Plot
hold on
x = -(b/2)*cos(theta_gamma);
plot(x,Gamma*rho*U,'-r');
title('Distribución de Sustentación');
xlabel('Posición relativa de envergadura, m');
ylabel('carga alar, N/m');
grid on
legend('Lifting Line', 'Schrenk');
% Lift coefficient
CL = AR*A(1)*pi;

% Drag coefficient
delta = sum((2:1:N)'.*A(2:N).^2)/A(1)^2;
CD = Cd + (CL^2/(pi*AR)) * (1+delta);

disp([N CL CL_appl CD CL/CD b c_root]);

disp(['Wing span: ' num2str(b)]);
disp(['Lift coeficient: ' num2str(CL)]);
disp(['CL_aplicacao: ' num2str(CL_appl)]);
disp(['CD: ' num2str(CD)]);
disp(['CL/CD: ' num2str(CL/CD)]);
disp(['corda: ' num2str(c_root)]);

```

## Anexo F. Cálculo de coeficientes de arrastre parásito.

Se presentan los datos utilizados y los respectivos resultados al aplicar las ecuaciones presentadas en el capítulo referente a la aerodinámica.

Metodo 1		
DATOS		Unidades
<b>U</b>	82,01	ft/s
<b><math>\rho</math></b>	0,001	slug/ft <sup>3</sup>
<b><math>\mu</math></b>	0,00000037	lbf.seg/ft <sup>2</sup>
<b>Cam</b>	0,88	ft
<b>l fuselagem</b>	3,61	ft
<b>l empenagem</b>	0,524	ft
<b>Mach</b>	0,07	
<b>t/c [wing]</b>	0,125	
<b>x/c [wing]</b>	0,28	
<b>f fuselagem</b>	5,553846154	
<b>A max</b>	0,331830724	ft <sup>2</sup>
<b>D max</b>	0,65	ft
<b>S ref</b>	8,072	ft <sup>2</sup>
<b><math>\Lambda</math></b>	0,060562925	rad
<b>q</b>	3,36282005	
<b>t/c [tail]</b>	0,12	
<b>x/c [tail]</b>	0,3	

Reynolds		Minimo turbulento		
re asa	195050,8108	195050,8108		
Re fuselagem	800151,6216	800151,6216		
Re empenagem	116143,8919	116143,8919		
Re asa cutoff	8950124,062			
Re fuselagem cutoff	39567980,52			
Re empenagem cutoff	5184950,884			
Cf				
Laminar		Turbulento		médio
Cf asa	0,003006936	Cf asa	0,006186777	0,00571
Cf fuselagem	0,001484608	Cf Fuselagem	0,004662415	0,004186
Cf empenagem	0,003896726	Cf Empenagem	0,006921452	0,006468
		<b>k</b>	0,000007	

FF	
FF asa	1,072390519
FF fuselagem	1,364127817
FF empenagem	1,04675875
Q	
Q asa	1
Q fuselagem	1
Q empenagem	1,03
Swet	
Swet asa	15,82
Swet fuselagem	6,5
Swet empenagem	2,92
Miscelanius drag	
0,0016	
CD0 componentes	
Asa	0,012000498
Fuselagem	0,004597904
Empenagem	0,002522541
TOTAL	0,019120943
CD0 total (metodo 1)	
0,0247	

Anexo G. Planos de ingeniería.

Archivo en PDF.